



Sami Lahtinen

Siiven taittomekanismin konseptisuunnittelu ja massa-arvio

Diplomityö, joka on jätetty opinnäytteenä tarkastettavaksi
diplomi-insinöörin tutkintoa varten.

Espoossa 22.2.2017

Valvoja: Professori Kari Tammi

Ohjaajat: Mikko Kanerva (TkT) ja Risto Pajuniemi (DI)

Tekijä Sami Lahtinen

Työn nimi Siiven taittomekanismin konseptisuunnittelu ja massa-arvio

Koulutusohjelma Konetekniikka

Pääaine Lentotekniikka

Koodi Kul-34

Työn valvoja Professori Kari Tammi

Työn ohjaajat Tekniikan tohtori Mikko Kanerva ja diplomi-insinööri Risto Pajuniemi

Päivämäärä 22.2.2017

Sivumäärä 99 + 5

Kieli Suomi

Tiivistelmä

Lentokoneissa käytetään taittuvaa siipeä pääasiassa koneiden varastointitilan pienentämiseksi. Manuaalisesti eli käsin taitettava siipi on yleinen ratkaisu pienissä kaupallisissa koneissa, mutta automaattisesti taittuvaa siipeä on käytetty lähinnä ilmatukialuksilta operoivissa sotilaskoneissa. Automaattisella siiventaitolla on etuja verrattuna manuaaliseen taittoon, mutta automaattiseen siiventaitoon liittyy teknisiä ongelmia. Tekniikan nopea kehitys on tehnyt automaattisesta siiventaitosta realistisemmän vaihtoehdon ja lisännyt kiinnostusta automaattisen siiventaiton käyttöön.

Työssä suunnitellaan, arvioidaan ja vertaillaan kolmea taittomekanismikonseptia sekä arvioidaan konseptien massa. Konseptit, jotka on nimetty konsepteiksi A1, A2 ja B, suunnitellaan pienelle yläsiipiselle koneelle. Konsepteissa A1 ja A2 siipi taitetaan ylöspäin ja konseptissa B taaksepäin. Konseptit A1 ja A2 eroavat toisistaan ainoastaan lukitusmekanismin osalta: konseptissa A1 käytetään tavallista lukitusmekanismia ja konseptissa A2 siiven alle kiinnitettävää tukirakennetta, jolla lisätään kuormia kantavien rakenteiden momenttivartta. Konseptit arvioidaan massan, taloudellisuuden, turvallisuuden, toimivuuden, toteutettavuuden ja riskitekijöiden perusteella. Konseptit suunnitellaan kevyelle lentokoneelle, jolloin taittomekanismin massan merkitys korostuu ja konseptien massoja painotetaan arvioinnissa erityskertoimella. Konseptien massojen arvioimiseksi selvitetään taittomekanismien kriittisin aerodynaaminen kuormitus, jonka perusteella taittomekanismien keskeisimmät rakenteet mitoitetaan.

Taittomekanismien mitoituksen mukaan konsepti B oli kevyempi kuin konseptit A1 ja A2. Konseptien A1 ja A2 massat eivät eronneet merkittävästi toisistaan, joten kuormia kantavien rakenteiden momenttivarren lisääminen konseptissa A2 ei keventänyt taittomekanismin massaa verrattuna konseptiin A1. Taittomekanismien kokonaismassat arvioitiin kertomalla lasketut taittomekanismien massat sopivalla kertoimella ja ottamalla huomioon aktuaattorien massat. Konseptien A1, A2 ja B kokonaismassoiksi arvioitiin vastaavassa järjestyksessä 28,8 kg, 26,8 kg ja 9,6 kg. Konseptien A1 ja A2 kokonaismassat arvioitiin aktuaattoreilla, joiden yhteismassa oli 20 kg, joten konseptien A1 ja A2 kokonaismassat koostuivat suurimmaksi osaksi aktuaattorien massoista. Konsepti B arvioitiin konseptien vertailussa paremmaksi kuin konseptit A1 ja A2. Konseptin B suurin etu oli taittomekanismin keveys ja suurin ongelma taittokohdan laippojen kytkennän toteutus, johon liittyy valitulla ratkaisulla merkittävä aerodynaaminen haitta. Konsepteissa A1 ja A2 käytettävän pyörivän liikkeen tuottavan aktuaattorin käyttöön liittyi myös merkittäviä rakenteellisia ja turvallisuuteen liittyviä haasteita, joten konsepti B arvioitiin helpommin toteutettavaksi ja turvallisemmaksi kuin konseptit A1 ja A2. Työn tulokset ovat yleistettävissä. Pienissä yläsiipisissä koneissa automaattinen siiventaitto kannattaa lähtökohtaisesti toteuttaa taaksepäin taittuvalla siivellä.

Avainsanat siiven taittomekanismi, konseptisuunnittelu, aerodynaamiset kuormat, mitoitus, massa-arvio



Author Sami Lahtinen

Title of thesis Conceptual Design and Mass Estimation of Wing Folding Mechanism

Degree programme Mechanical Engineering

Major Aeronautical Engineering

Code Kul-34

Thesis supervisor Professor Kari Tammi

Thesis advisor Mikko Kanerva D.Sc. (Tech.) & Risto Pajuniemi M.Sc. (Tech.)

Date 22.2.2017

Number of pages 99 + 5

Language Finnish

Abstract

Folding wing airplane concepts are mainly used to decrease the storage space of the airplanes. A manual folding wing is a conventional solution in a small commercial airplane, whereas an automatic folding wing has been used mainly in carrier-based military airplanes. The automatic folding wing has advantages over the manual folding wing, however, the designing of the automatic folding wing results in some technical challenges. The rapid development of aerospace technology has opened new possibilities and increased the interest in using the automatic folding wing in airplanes.

Three wing folding mechanism concepts are designed, evaluated, compared, and their mass estimated. The concepts are designed for a small high wing airplane and named as A1, A2 and B. In Concepts A1 and A2, the wing is folded upward and in Concept B backward. The difference between Concepts A1 and A2 is the locking mechanism of the wing, which in Concept A1 is a conventional mechanism and in Concept A2 a support structure attached below the wing in order to obtain a longer moment arm for the load-carrying structure. The evaluation of the concepts is based on the mass, economic efficiency, safety, functionality, feasibility and risk factors of the folding mechanism. Because the concepts are designed for a light airplane, the mass of the folding mechanism has great significance and is especially emphasized. In order to estimate the mass of each folding mechanism, the most critical aerodynamic load condition is estimated and calculated. After the aerodynamic load analysis, the sizing of the folding mechanism concepts is carried out.

According to the sizing, Concept B was lighter than Concepts A1 and A2. The mass of Concepts A1 and A2 had only a small difference, therefore the increasing of the moment arm of the load-carrying structure did not reduce the mass of the folding mechanism. The total masses of the concepts were estimated by multiplying the calculated folding mechanism mass by an adequate factor, and by taking the mass of the actuators into consideration. The total masses of Concepts A1, A2 and B were 28.8 kg, 26.8 kg and 9.6 kg, respectively. In Concepts A1 and A2, the actuators weighed 20 kg giving Concepts A1 and A2 most of their mass. Concept B was evaluated to be superior to Concepts A1 and A2. The greatest advantage of Concept B was a light folding mechanism and the greatest challenge was the implementation of the flap connection, which resulted in a significant aerodynamic disadvantage with the structural solution selected. In addition, the rotary actuator used in Concepts A1 and A2 concerned significant structural and safety-related challenges making Concept B more feasible and safer than Concepts A1 and A2. The results can be generalized: In small high wing airplanes, an automatic backward folding wing should be preferred over the more conventional option i.e. an automatic upward folding wing.

Keywords wing folding mechanism, conceptual design, aerodynamic loads, sizing, mass estimation

Alkusanat

Muistan vielä, kuinka ensimmäisellä luokalla erään koulupäivän päätyttyä pohdin koulunkäynnin loputtomuutta. Laskeskelin sormillani vuosia siihen, milloin pääsisin lopullisesti koulusta pois. Kun pääsin ajatuksissani yliopistoon saakka, en varmaan pysynyt enää laskuissa, mutta tiesin, että vuosia tuli aivan liikaa. Tuntuihan ensimmäinenkin vuosi jo liian pitkältä kesälomaa odotellessa. Olin utelias ja halusin oppia uusia asioita, mutta näin oppimisen hyvin kapeakatseisesti koulutehtävien suorittamisena. Nyt kelloa on käännetty noin 20 vuotta eteenpäin ensimmäisen luokan pohdiskeluideni ja olen valmistumassa diplomi-insinööriksi. Jos olisin pitänyt kapeakatseisuudestani kiinni ja laskenut joka vuosi päiviä kesälomaan, olisi opiskelu käynyt nopeasti kovin raskaaksi enkä todennäköisesti olisi kirjoittamassa näitä alkusanoja. Ymmärsin kuitenkin jossain vaiheessa, että oppiminen ei ole tehtävien suorittamista, vaan elämistä. Koenkin tämän diplomityön kuvaavan muutakin kuin opinnäytetyötä, lentoteknistä tietämystäni, työhön käytettyä aikaa tai muuta vastaavaa. Koen diplomityön heijastavan kaikkea, mitä elämä on minulle näiden 20 vuoden aikana opettanut.

Diplomityö tehtiin startup-tyyppiselle projektille, jonka tavoitteena on suunnitella pieni taittuvasiipinen lentokone. Työn ohjaajana toimivat tekniikan tohtori Mikko Kanerva ja diplomi-insinööri Risto Pajuniemi. Työn valvojana toimi Aalto-yliopiston konetekniikan laitoksen professori Kari Tammi. Haluan esittää työn ohjaajille ja valvojalle kiitokset antamastaan panoksestaan työhön. Etenkin Mikko Kanervan aerodynaamisten kuormien laskentaan liittyvillä kommentteilla oli merkittävä vaikutus työhön. Erityiskiitos perheeleni, veljilleni Tonille ja Jounille työn oikoluvusta sekä vanhemmilleni kannustuksesta ja rahallisesta tuesta. Kiitokset myös kaikille muille, jotka ovat olleet mukana elämässäni ja tavalla tai toisella auttaneet opiskelujani.

Espoo 17.2.2017

Sami Lahtinen

Sami Lahtinen

Sisällysluettelo

Tiivistelmä

Abstract

Alkusanat

1	Johdanto	1
2	Siiven taittomekanismien tarkoitus, toiminta, rakenne ja sovelluskohteet	3
2.1	Taittuvan siiven määritelmä, taittoperiaatteet, tarkoitus ja käyttö	3
2.1.1	Määritelmät ja taittoperiaatteet	3
2.1.2	Tarkoitus ja käyttö	5
2.1.3	Kevyitä koneita, joissa siiventaitto on automatisoitu	7
2.2	Taittomekanismien toimilaitteet	9
2.2.1	Lineaariset ja pyörivät aktuaattorit sekä vaihteistot	9
2.2.2	Lineaaristen aktuaattorien moottorit	11
2.2.3	Täysin hydraulinen aktuaattori	12
2.2.4	Sähköhydraulinen ja täysin sähköinen aktuaattori	13
2.2.5	Aktuaattorien vertailu	14
2.3	Taittomekanismien rakenne ja toiminta	15
2.3.1	Yleisesti	15
2.3.2	The Transition	16
2.3.3	Icon A5	19
2.3.4	Boeing 777-9X	21
3	Taittomekanismikonseptien esittely, arviointi ja vertailu	23
3.1	Suunniteltavan koneen esittely ja taittomekanismin suunnittelun vaatimukset	23
3.1.1	Suunniteltavan koneen konsepti ja parametrit	23
3.1.2	Viranomaisvaatimukset	25
3.1.3	Muut vaatimukset	26
3.2	Taittomekanismikonseptien rakenne ja toiminta	29
3.2.1	Konseptit A1 ja A2	29
3.2.2	Konsepti B	30
3.2.3	Korvakepalat ja rakenteiden vauriosietoisuus	32
3.3	Aktuaattorin valinta	34
3.4	Konseptien vertailu	36
3.4.1	Periaatteet	36
3.4.2	Turvallisuus käytön aikana	37
3.4.3	Taloudellisuus ja toimivuus käytön aikana	38
3.4.4	Toteutettavuus ja riskitekijät	39
4	Aerodynaamisten kuormien määrittäminen	41
4.1	Aerodynaamisten kuormien laskentaperiaatteet ja käytetyt koordinaatistot	41
4.2	Verhokäyräanalyysi	42
4.2.1	Liikehtimisverhokäyrä	42
4.2.2	Puuskaverhokäyrä	44
4.2.3	Yhdistetty verhokäyrä	46
4.3	Ulkosiiven nostovoima	47
4.4	Siivekepoikkeutuksen nostovoima	50
4.5	Ulkosiiven vastus	54

4.6	Ulkosiiven hitausvoimat.....	56
4.7	Ulkosiiven vääntömomentti	58
4.8	Taittomekanismin kantamat kuormat.....	61
5	Taittomekanismikonseptien rakenteiden mitoitus	64
5.1	Materiaalit, kuormat ja suurimmat sallitut jännitykset	64
5.2	Periaatteet ja rakenteisiin kohdistuvat voimat.....	65
5.2.1	Konseptit A1 ja A2	65
5.2.2	Konsepti B	69
5.3	Tappien ja aktuaattorin akselitankojen massat.....	70
5.3.1	Konseptien A1 ja A2 tappien massat.....	70
5.3.2	Konseptien A1 ja A2 aktuaattorin akselitankojen massat	72
5.3.3	Konseptin B tappien massat.....	74
5.4	Korvakkeiden massat	75
5.4.1	Mallit ja kuormitukset.....	75
5.4.2	Massat lateraalisilla tai vertikaalisilla voimilla	77
5.4.3	Massat lateraalisilla ja vertikaalisilla voimilla.....	78
5.4.4	Leikkausjännitysten ja reikien jännityskeskittymien tarkastelu	79
5.4.5	Massojen määrittäminen	81
5.5	Konseptin A2 lukitusrakenteiden massa sekä tukirakenteen optimaaliset mitat...84	
5.5.1	Lukitusrakenteiden osamassat	84
5.5.2	Suurimpien sallittujen jännitysten määräämät massat sekä optimaalinen keskituen pituus ja kulma α	85
5.5.3	Keskituen stabiiliuden vaikutus massoihin ja massojen määrittäminen	89
5.6	Kokonaismassat.....	93
6	Taittomekanismikonseptien kokonaisarvio ja arvion luotettavuus	95
7	Yhteenveto	97
<i>Liite 1 ISA-taulukko</i>		
<i>Liite 2 Siiven nostovoimajakauman määrittäminen Diederichin menetelmällä</i>		
<i>Liite 3 Keskituen stabiiliuden määräämisen massan yhtälön johto</i>		

Merkinnät

Parametrit

A	[-]	siiven sivusuhte
A	[m ²]	taittomekanismin rakenteen poikkipinta-ala
C_{D_w}	[-]	siiven vastuskerroin
$C_{D_{0,w}}$	[-]	siiven nollanostovoiman vastuskerroin
C_{L_a}	[-]	siivekepoikkeutuksen nostovoimakerroin
C_{L_w}	[-]	siiven nostovoimakerroin
$C_{L_{a,w}}$	[1/rad]	siiven nostovoimakertoimen kaltevuus
D_w	[N]	siiven vastus
D_{w_u}	[N]	ulkosiiven vastus
E	[GPa]	kimmomoduuli
F	[N]	siipeen kohdistuva pistevoima
$F_{i,j}$	[N]	tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvat voimat
F_s	[N]	taittomekanismin siipeen synnyttämä reaktiovoima
F_{str}	[N]	streevan tukivoima
G_u	[N]	ulkosiiven paino
G_{u+}	[N]	ulkosiiven paino kuormitusmonikerralla n^+
G_{u-}	[N]	ulkosiiven paino kuormitusmonikerralla n^-
H	[m]	matkalentokorkeus
I	[m ⁴]	jäyhyysmomentti
J	[m ⁴]	polaarinen jäyhyysmomentti
K	[-]	korjauskerroin
K	[-]	siiven sivusuhteesta riippuva kerroin
K_f	[-]	korjauskerroin
L	[N]	koko koneen nostovoima
L_a	[N]	siivekepoikkeutuksen tuottama nostovoima
L_{ekv}	[N]	kaikkien ulkosiiven voimajakaumien ekvivalenttivoima
L_h	[N]	korkeusvakaimen nostovoima
L_w	[N]	puolikkaan siiven nostovoima
L_{w*}	[N]	siiven nostovoima
L_{w_u}	[N]	ulkosiiven nostovoima
MoS	[-]	varmuuskerroin
$MTOW$	[kg]	suurin sallittu lentoonlähtöpaino (tai massa)
$M_{i,j}$	[Nm]	korvakkeessa vaikuttava taivutusmomentti
M_x	[Nm]	siiven taivutusmomentti x -akselin ympäri

M_y	[Nm]	siiven vääntömomentti y -akselin ympäri
$M_{y,a}$	[Nm]	siivekepoikkeutuksesta syntyvä siiven vääntömomentti
M_{y,w_u}	[Nm]	ulkosiiven nostovoimasta L_{w_u} syntyvä siiven vääntömomentti
M_z	[Nm]	siiven taivutusmomentti z -akselin ympäri
N	[N]	rakenteeseen kohdistuva normaalivoima
P	[N]	keskituessa vaikuttava puristava voima
P_{kr}	[N]	rakenteen kriittinen puristusvoima
Q_x	[N]	siiven x -akselin suuntainen leikkausvoima
Q_z	[N]	siiven z -akselin suuntainen leikkausvoima
Re	[-]	Reynoldsin luku
S	[m ²]	siiven pinta-ala
S_f	[m ²]	siiven pinta-alan osa (ks. luku 3.1.2)
S_h	[m ²]	korkeusvakaimen pinta-ala
$S_{1/2}$	[m ²]	siiven puolikkaan pinta-ala
T	[Nm]	akselitangossa vaikuttava vääntömomentti
U	[m/s]	puuskan nopeus
V	[m/s]	lentokoneen lentonopeus
V_A	[m/s]	lentokoneen liikehtimisnopeus
V_C	[m/s]	lentokoneen matkalentonopeus
$V_{C,min}$	[m/s]	lentokoneen pienin sallittu matkalentonopeus
V_D	[m/s]	lentokoneen syöksynopeus
V_{D+}	[m/s]	lentokoneen syöksynopeus kuormitusmonikerralla n^+
V_{D-}	[m/s]	lentokoneen syöksynopeus kuormitusmonikerralla n^-
V_H	[m/s]	lentokoneen suurin lentonopeus suurimmalla moottoriteholla
V_S	[m/s]	lentokoneen sakkausnopeus
V_X	[m/s]	lentokoneen eräs kriittinen lentonopeus
W	[N]	lentokoneen paino
b	[mm]	taittomekanismin rakenteen leveys
b_a	[m]	siivekkeen kärkiväli
b_h	[m]	korkeusvakaimen kärkiväli
b_w	[m]	siiven kärkiväli
c_a	[m]	siivekkeen jänne
c_{d_0}	[-]	siiven profiilin nollavastuskerroin
$c_{g,h}$	[m]	korkeusvakaimen geometrinen keskijänne
$c_{g,w}$	[m]	siiven geometrinen keskijänne
c_{l_α}	[1/rad]	siiven profiilin nostovoimakertoimen kaltevuus
c_m	[-]	siiven profiilin pituusmomenttikerroin

d	[m]	voimien $F_{i,j}$ etäisyys siiven vääntökeskiöstä
d	[mm]	tapin halkaisija
dm	[kg]	siiven kaistaleen massa-alkio
dF	[N]	infinitesimaalinen siipeen kohdistuva hitausvoima
d_{La}	[m]	siivekepoikkeutuksen tuottaman nostovoiman momenttivarsi
e	[-]	Oswaldin vakio
e	[m]	lukitustapin etäisyys taittokohdan nivelöinnistä
g	[m/s ²]	putoamiskiihtyvyys
h	[mm]	taittomekanismin rakenteen korkeus
h_{str}	[m]	streevan korkeus
k	[-]	kevityskerroin
l	[m]	taittomekanismin rakenteen tai laitteen pituus
m	[kg]	lentokoneen, siiven tai taittomekanismin rakenteen massa
$m_{y,w}$	[Nm/m]	siiven vääntömomenttijakauma
n	[-]	kuormitusmonikerta
n^+	[-]	rajakuormien suurin sallittu kuormitusmonikerta
n^-	[-]	rajakuormien pienin sallittu kuormitusmonikerta
q_m	[N/m]	puolikkaan siiven painojakauma
q_{m+}	[N/m]	painojakauma q_m positiivisella kuormitusmonikerralla n^+
q_{m-}	[N/m]	painojakauma q_m negatiivisella kuormitusmonikerralla n^-
r	[mm]	akselitangon tai tappien säde
r_D	[m]	ulkosiiven vastuksen momenttivarsi
r_{Gu}	[m]	ulkosiiven painon momenttivarsi
r_k	[m]	voiman $F_{i,j}$ momenttivarsi korvakkeessa
r_L	[m]	ulkosiiven nostovoiman momenttivarsi
r_{La}	[m]	siivekepoikkeutuksen tuottaman nostovoiman momenttivarsi
r_{str}	[m]	streevan tukivoiman momenttivarsi
t	[m]	siiven paksuus
x	[N]	siiven nostovoiman lausekkeessa esiintyvä vakiokerroin
x	[m]	siiven rakennekoordinaatiston koordinaatti
x^*	[m]	siiven aerodynaamisen koordinaatiston koordinaatti
x'	[m]	korvakkeen rakennekoordinaatiston koordinaatti
$x_{cg,w}$	[m]	siiven painopisteen etäisyys aerodynaamisesta keskiöstä
y	[m]	siiven rakennekoordinaatiston koordinaatti
y^*	[m]	siiven aerodynaamisen koordinaatiston koordinaatti
y'	[m]	korvakkeen rakennekoordinaatiston koordinaatti
y_a	[m]	siivekkeen reunan etäisyys koneen keskilinjalta

y_F	[m]	siiven massa-alkioon dm kohdistuvan voiman dF sijainti
y_s	[m]	siiven taittokohta
y_{str}	[m]	streevan kiinnityskohta
z	[m]	siiven rakennekoordinaatiston koordinaatti
z^*	[m]	siiven aerodynaamisen koordinaatiston koordinaatti
α	[°,rad]	ilmavirtauksen kohtauskulma
α	[°]	keskituen ja vinotuen välinen kulma
δ	[°]	siivekepoikkeutuskulma
δ_{limit}	[°]	suurin sallittu siivekepoikkeutuskulma
δ_{max}	[°]	maksimaalinen siivekepoikkeutuskulma
η	[-]	koordinaattien y ja y^* dimensioton koordinaatti
η_{a1}	[-]	siivekkeen jänteen suuntaisen etureunan sijainti
η_{a2}	[-]	siivekkeen jänteen suuntaisen takareunan sijainti
η_{G_u}	[-]	ulkosiiven painon vaikutuskohta
η_L	[-]	ulkosiiven nostovoiman vaikutuskohta
η_{L_a}	[-]	siivekkeen nostovoiman vaikutuskohta
η_s	[-]	siiven taittokohta
μ	[-]	massaparametri
μ	[-]	nurjahdusmuodosta riippuva vakio
ρ	[kg/m ³]	ilman tiheys lentokorkeudella
ρ	[kg/m ³]	taittomekanismin rakenteen materiaalin tiheys
ρ_0	[kg/m ³]	ilman tiheys merenpinnan tasolla
σ	[MPa]	rakenteessa vaikuttava normaalijännitys
σ_{max}	[MPa]	materiaalin suurin sallittu normaalijännitys
τ	[MPa]	rakenteessa vaikuttava leikkausjännitys
τ_{max}	[MPa]	materiaalin suurin sallittu leikkausjännitys
$\ddot{\phi}$	[rad/s ²]	koneen kallistuksen kulmakiihtyvyys

Indeksit

A	konseptit A1 ja A2
$A1$	konsepti A1
$A2$	konsepti A2
B	konsepti B
a	aktuaattori
at	aktuaattorin akselitanko
arv	arvioitu
$i = (1,2)$	tapin tai korvakkeen sijainti siiven poikkileikkauksessa (ks. luku 5.2.1)

$j = (1,2)$	tapin tai korvakkeen sijainti siiven poikkileikkauksessa (ks. luku 5.2.1)
k	korvake
ke	keskituki
kp	korvakepala
kpm	korvakepalan muut rakenteet (pois lukien korvake)
luk	lukitusrakenteet
m	taittomekanismin muut rakenteet (pois lukien tapit)
max	suurin sallittu
min	pienin sallittu
opt	optimaalinen
rak	rakenteellinen
sta	stabiiliuden määräämä
t	tappi
v	vinotuki

Lyhenteet

ACE	<i>actuator control electronics</i>
ASTM	<i>american society for testing and materials</i>
CAS	<i>calibrated airspeed</i>
EAS	<i>equivalent airspeed</i>
EHA	<i>electrohydrostatic actuator</i>
EMA	<i>electro-mechanical actuator</i>
FBW	<i>fly-by-wire</i>
FEM	<i>finite element method</i>
FFA	<i>federal aviation administration</i>
IPA	<i>integrated actuator package</i>
ISA	<i>international standard atmosphere</i>
LSA	<i>light-sport aircraft</i>
LVDT	<i>linear variable differential transformer</i>
MTOW	<i>maximum takeoff weight</i>
NACA	<i>national advisory committee for aeronautics</i>
NDI	<i>non-destructive inspection</i>
RVDT	<i>rotary variable differential transformer</i>
STO	<i>storage</i>
TAS	<i>true airspeed</i>

1 Johdanto

Työn tavoitteena on määrittää optimaalisin siiven taittomekanismikonsepti suunniteltavalle pienelle ja kevyelle lentokoneelle sekä antaa ensimmäinen arvio suunniteltavan lentokoneen taittomekanismin massalle. Työssä pohditaan myös tulosten yleistettävyyttä sekä esitetään pienen ja kevyen lentokoneen siiven taittomekanismin konseptisuunnitteluun tarvittava taustatieto sekä konseptisuunnittelun vaiheet, vaatimukset ja toteutus. Työn sisältö painottuu kolmen taittomekanismikonseptin vertailuun, jotka ovat:

- 1) Konsepti A1, jossa siipi taitetaan ylöspäin.
- 2) Konsepti A2, jossa siipi taitetaan ylöspäin, mutta tavallisesta eli konseptin A1 ratkaisusta poiketen siiven alle kiinnitetään tukikehikko kuormia kantavien rakenteiden momentti-varren lisäämiseksi.
- 3) Konsepti B, jossa siipi taitetaan taaksepäin.

Taittomekanismikonseptien vertailu perustuu konseptien massan, turvallisuuden, käytönai-
kaisen taloudellisuuden ja toimivuuden sekä toteutettavuuden ja riskitekijöiden perusteella
suoritettuun arviointiin. Myös konseptien valmistus- ja suunnittelukustannukset vaikuttavat
konseptien vertailuun, mutta valmistus- ja suunnittelukustannusten arviointi jätetään työn
ulkopuolelle jatkosuunnittelun tehtäväksi. Konseptien massalle annetaan arvioinnissa suurin
painoarvo, koska konseptin massalla on suuri vaikutus suunniteltavan koneen kehitykseen
ja jatkosuunnitteluun. Taittomekanismien keskeisimpien rakenteiden massat määritetään
laskennallisesti ja muiden rakenteiden massat arvioiden. Taittomekanismin keskeisimpien
rakenteiden massat lasketaan selvittämällä taittomekanismin kriittisin aerodynaaminen
kuormitus, jonka perusteella taittomekanismin rakenteet mitoitetaan ja rakenteiden massat
määritetään.

Ensimmäisiä taittuvia siipiä käytettiin jo vuonna 1913 Short Brothers -lentokonevalmistajan
koneissa [1]. Laajemmin taittuvia siipiä alettiin käyttää vasta myöhemmin, kun Yhdysvaltain
laivasto tavoitteli lentotukialuksilleen vähemmän tilaa vieviä koneita. Yhdysvaltain laivasto
otti ensimmäisenä käyttöön automaattisesti taittuvan siiven, jota voitiin operoida ilman ul-
kopuolisten apua suoraan koneen ohjaamosta. Automaattisesti taittuva siipi ei koskaan yleis-
tynyt kaupallisiin koneisiin taittomekanismin suuren massan ja käyttökustannusten vuoksi.
[2] Vaikka automaattisesti taittuva siipi ei yleistynyt kaupallisiin koneisiin, pienissä kauppal-
lisissa koneissa on jo vuosikymmeniä käytetty manuaalisesti eli käsin taitettavaa siipeä. Tait-
tuva siipi pienentää koneen varastoinnista syntyviä kustannuksia ja toisaalta mahdollistaa
pienen koneen kuljetuksen maanteitse. Manuaalisesti taittuva siipi ei kuitenkaan ole hidas-
käyttöisyytensä vuoksi käyttäjäystävällinen, joten automaattisesti taittuvan siiven kysyntä
on tekniikan nopean kehityksen myötä kasvanut. Suuret kaupalliset lentokonevalmistajat,
Boeing ja Airbus, ovat ensimmäisinä tuomassa automaattisesti taittuvaa siipeä kaupallisiin
matkustajalentokoneisiin [3, 4], ja lisäksi lukuisia pienempiä automaattiseen siiventaittoon
tähtääviä lentokoneprojekteja on käynnistetty. Airbus ja Boeing ovat suuria vaikuttajia len-
tokoneteollisuudessa, joten Airbusin ja Boeingin toteuttaessa visionsa automaattisesti taittu-
vasta siivestä, ilmailu saattaa siirtyä uudelle aikakaudelle, jossa taittuvasta siivestä tulee vä-
hitellen lentokoneen perusominaisuus.

Työssä tarkastellaan aluksi luvussa kaksi taittuvasiipisten koneiden tarkoitusta ja käyttöä sekä siiven taittomekanismien toimintaa ja rakennetta. Erityisen mielenkiinnon kohteena ovat taittomekanismien toimilaitteet. Luvussa kolme esitetään ja arvioidaan vertailtavat taittomekanismikonseptit. Luvussa kolme tutustutaan myös suunniteltavan koneen spesifikaatioon sekä koneelle ja taittomekanismeille asetettuihin vaatimuksiin. Luvussa neljä selvitetään taittomekanismien kriittisin aerodynaaminen kuormitus, jonka määrittäminen perustuu kriittisimmän lentotilanteen arviointiin ja koneen verhoikäyräanalyysiin. Aerodynaamiset kuormat lasketaan jokaiselle konseptille ja verhoikäyräanalyysin mukaiselle kriittisimmälle nopeus-kuormitusmonikerta-yhdistelmälle. Luvussa viisi konseptien massat määritetään mitoittamalla taittomekanismien keskeisimmät rakenteet ja arvioimalla taittomekanismien muiden rakenteiden massat. Luvussa kuusi konseptille muodostetaan kokonaisarvio, jonka luotettavuutta arvioidaan. Luvussa seitsemän suoritetaan yhteenveto, jossa pohditaan tulosten yleistettävyyttä ja jatkosuunnittelun tarpeita.

Taittomekanismikonseptit suunnitellaan ja taittomekanismien kantamat aerodynaamiset kuormat lasketaan pienelle yläsiipiselle koneelle, joten työn tulokset rajoittuvat pieniin yläsiipisiin koneisiin. Aerodynaamisten kuormien laskennassa oletetaan jäykkä siipi, pienet siiven kohta- ja asetuskulmat sekä pieni siiven janteen suuntainen leikkausvoima siiven taittokohdassa. Konseptin B siipeä tukevan tangon eli streevan vaikutus taittokohdan leikkausvoimiin arvioidaan konservatiivisesti määrittämällä taittokohdan leikkausvoimat ilman streevaa. Koska siipi oletetaan jäykäksi, ei aeroelastisia vaikutuksia tarvitse ottaa huomioon. Dynaamiseen aeroelastiikkaan liittyvä siiven epästabiilius eli flutteri saattaa vaikuttaa konseptien massoihin ja arviointiin, joten flutterin vaikutus on tarkasteltava jatkosuunnittelussa. Lisäksi taittomekanismien mitoituksessa ei tarkastella rakenteiden väsymisominaisuuksia, vaikka rakenteiden väsymisominaisuuksilla voi olla merkittävä vaikutus rakenteiden geometrioihin ja massoihin.

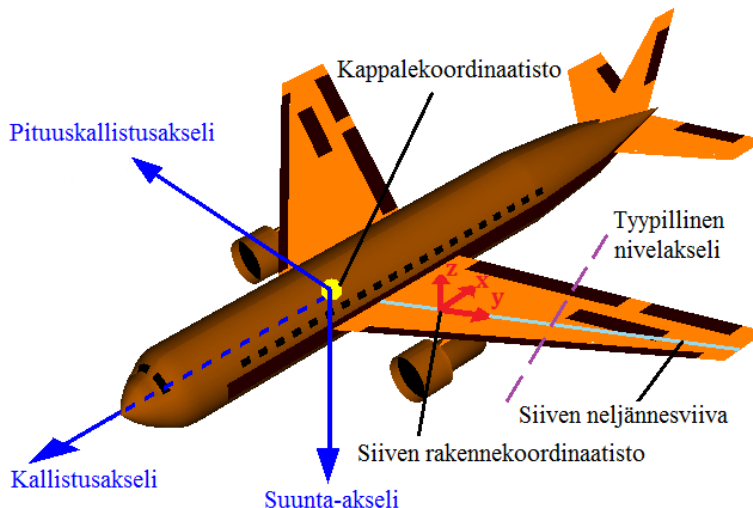
2 Siiven taittomekanismien tarkoitus, toiminta, rakenne ja sovelluskohteet

2.1 Taittuvan siiven määritelmä, taittoperiaatteet, tarkoitus ja käyttö

2.1.1 Määritelmät ja taittoperiaatteet

Suomen kielessä sanat taittua ja taipua voidaan ymmärtää toistensa synonyymeiksi. Kun tässä työssä puhutaan taittuvasta siivestä, tarkoitetaan sillä siipeä, jonka kulma muuttuu diskreetisti jossakin siiven pituusakselin kohdassa. Siiventaitto vaatii aina rakenteen katkaisun taitoskohdassa. Siiven taipuminen on puolestaan elastisen rakenteen luonnollinen vaste siipeen kohdistuviin vertikaalisiin voimiin. Siiven taipuminen on luonteeltaan jatkuvaa eikä vaadi rakenteen katkaisua.

Siipi taittuu yleensä yhden tai useamman kappalekoordinaatiston (kuva 2.1) akselin suuntaisen akselin ympäri. Jos siivellä on nuolikulmaa, siipi taittuu yleensä kuvaan 2.1 violetilla katkoviivalla merkityn tyypillisen nivelakselin ympäri. Jos siivellä ei ole nuolikulmaa, tyypillinen nivelakseli on yhdensuuntainen kappalekoordinaatiston kallistusakselin kanssa. Tyypillinen nivelakseli on rakenteellisista syistä kohtisuorassa siiven neljännesviivan kanssa. Siiven neljännesviiva tarkoittaa siiven pituusakselin suuntaista viivaa, jonka etäisyys siiven johtoreunalta on neljäsosa siiven jännteestä. Kuvaan 2.1 on merkitty punaisella värillä myös siiven rakennekoordinaatisto, jonka y-akseli yhtyy siiven neljännesviivan kanssa. Siiven rakennekoordinaatisto määritellään täsmällisemmin myöhemmin aerodynaamisten kuormien määrittelyn yhteydessä. [5]



Kuva 2.1 Lentokoneen kappalekoordinaatisto (sinisellä) ja siiven rakennekoordinaatisto (punaisella). (muokattu lähteestä [6])

Taittoratkaisua, jossa siipi taittuu kerran tyypillisen nivelakselin ympäri, kutsutaan nimellä yksinkertainen taitto (*simple fold*). Yksinkertainen taitto on yleisin siiventaittoratkaisu, jota käytetään etenkin sotilaskoneissa. Ilmatukialuskoneista, joissa on käytössä taittavat siivet, yksinkertaista siiventaittoa käyttää jopa 61 % koneista. Yksi tunnetuimmista sotilaskoneista, jossa on käytetty yksinkertaisesti taittuvaa siipeä, on F/A-18F Super Hornet. Kuvassa 2.2 (a)

on esitetty F/A-18F Super Hornet, joka on taittanut siiven lentoasennosta taittoasentoon. Lentoasento on siiven asento, jossa siipi on suora ja lentokyykyinen. Taittoasento on siiven asento, jossa siipi on taittunut ääriasentoon, yleensä mahdollisimman vähän tilaa vievään muotoon. Yksinkertaiseen taittoon perustuvan siiventaiton on väitetty olevan taittoratkaisuista helpoiten valmistettavissa ja rakenteellisen suunnittelun kannalta turvallisina vaihtoehtoja. [5]

Jos siipi taittuu kahden tyypillisen nivelakselin ympäri, on kyseessä kaksinkertainen taitto (*double fold*). Kaksinkertainen taitto mahdollistaa yksinkertaiseen taittoon verrattuna suuremman taittokulman siivelle, mikä laskee koneen painopistettä ja vähentää tuulen aiheuttamaa kallistusmomenttia siiven ollessa taittoasennossa. Painopisteen lasku ja tuulivaikutuksen väheneminen tekevät koneesta vakaamman maakäytössä ja säilytyksessä verrattuna yksinkertaisesti siiven taittavaan koneeseen. Kaksinkertainen taitto voi myös helpottaa mekanismin suojaamista ulkoisilta vahingoilta, kuten maasta lentäviltä kiviltä. Toisaalta kaksinkertainen siiventaitto vaatii yhteensä neljä taittomekanismia, mikä johtaa väistämättä painavaan siipeen. Esimerkki kaksinkertaisesta taitosta on esitetty kuvassa 2.2 (b), jossa vanha britannialainen sukellusveneidä torjuntakone Fairey Gannet on taittanut siiven taittoasentoon säilytystä varten. [5, 7]



(a)

(b)

Kuva 2.2 Super Hornetin yksinkertainen siiven taittoperiaate (a) ja Fairey Gannet -koneen kaksinkertainen siiven taittoperiaate (b). [8, 9]

Siipi voidaan taittaa myös suunta-akselin suuntaisen akselin ympäri kohti koneen pyrstöä eli taaksepäin, jolloin taittoperiaatetta kutsutaan taaksepäin taittuvaksi (*aftward fold*). Taaksepäin taitettu siipi voidaan toteuttaa kolmella tavalla: Siipi voidaan taittaa kahdessa vaiheessa, ensin oman pituusakselinsa ympäri ja tämän jälkeen suunta-akselin suuntaisen akselin ympäri kohti koneen pyrstöä [10]. Toinen vaihtoehto on taittaa siipi taaksepäin kiertämättä sitä oman pituusakselinsa ympäri [11], jolloin taittoprosessi voidaan nähdä myös nuolikulman lisäyksenä. Kolmas vaihtoehto on taittaa siipi vinosti kappalekoordinaatiston akseleihin nähden [2], jolloin voidaan puhua taitosta vinon akselin (*skew axis*) ympäri tai STO-siivestä (*storage*). STO-siipi kiertyy taittuessaan samanaikaisesti oman pituusakselinsa ja suunta-akselin suuntaisen akselin ympäri. [5]

Taaksepäin taittuvan siiven taittomekanismi kantaa tavallisesti vähemmän lentokuormia kuin yksin- tai kaksinkertainen taitto. On jopa suunniteltu taaksepäin taittuvia siiven taittomekanismeja, jotka eivät kannata lukitustappia lukuun ottamatta lainkaan lentokuormia, mutta

toivottua painonsäästöä ei ole tällaisilla ratkaisuilla saavutettu [12]. Taittomekanismin kantamien pienten kuormien lisäksi taaksepäin taittuvan siiven eduksi voidaan nähdä taaksepäin taittuvalla siivellä saavutettava hyvä tilansäästö sekä taittoon vaadittavat pienet voimat verrattuna yksin- ja kaksinkertaiseen taittoon. Taaksepäin taittuvan siiven suurin ongelma on taiton toteutuksen rakenteelliset esteet. Taaksepäin taitossa joudutaan yleensä konfiguraatiosta riippuen poistamaan joko ylä- ja alapintalevyjä tai rungon rakenteita taiton mahdollistamiseksi. Lisäksi taaksepäin taittuva siipi siirtää koneen painopistettä taaksepäin mahdollisesti epävakauttaen konetta maakäytössä, eikä taaksepäin taittuvaa siipeä voi yleensä käyttää T-pyrstön kanssa. [10]

Jotkin siiven taittotavat ovat poikkeuksellisia, eikä niitä voi sisällyttää mihinkään aikaisemmin esitetyistä taittotavoista. Yksi poikkeuksellinen siiven taittotapa on Braggin keksinnössä [13] käytetty siiven taittotapa, jossa siipi taittuu oman pituusakselinsa ja suunta-akselin suuntaisen akselin ympäri taittuen samalla myös yksinkertaiselle taitolle ominaisella tavalla. Monimutkaiset taittoperiaatteet ovat kuitenkin harvinaisia, eikä Braggin keksintökään ole vielä realisoitunut.

2.1.2 Tarkoitus ja käyttö

Jos siipi taitetaan lennon aikana, on kyseessä konfiguraatiota muuttava kone (*morphing vehicle*). Konfiguraation muutoksella pyritään saavuttamaan parempia aerodynaamisia ominaisuuksia ja suoritusarvoja. Konfiguraatiota muuttavat koneet ovat melko harvinaisia eivätkä ole yleistyneet kaupallisiksi koneiksi, mutta sotilaskoneina käyttö on ollut yleisempää. Etenkin taaksepäin taittuvia siipiä on käytetty siiven nuolikulman muuttamiseksi, mutta muitakin taittoperiaatteita on konfiguraatiota muuttavissa koneissa käytetty [14]. Eksperimentaalisen XB-70 Valkyrie -sotilaskoneen siiven kärkiä voitiin taittaa yksinkertaisen periaatteen mukaisesti kolmeen eri asentoon lennon aikana. Taittamalla siiven kärkiä alaspäin kolmeen eri kulmaan saatiin koneelle paremmat aerodynaamiset ominaisuudet supersoonisilla nopeuksilla. [15] Myös kaksinkertaiseen taittoon perustuvia ratkaisuja on pohdittu, mutta tällaiset konseptit ovat vielä suunnittelu- ja testausvaiheessa miehitettyjen koneiden osalta. Lockheed Martinin kaksinkertaiseen siiventaittoon perustuva muotoa muuttavan koneen siipikonsepti validoitiin tuulitunnelitesteillä vuonna 2007. [16]

Yleensä siiven ei ole tarkoitus taittua lennon aikana, vaan siipi taitetaan maakäytössä, jotta kone veisi vähemmän horisontaalista säilytystilaa. Myös koneella liikkuminen maalla tai vedessä helpottuu, kun kone vie vähemmän horisontaalista tilaa. Siviilikoneissa taittuvia siipiä on käytetty lähinnä pienissä koneissa, joissa taittoratkaisuna on tavallisesti käytetty manuaalista taaksepäin taittuvaa siipeä. Manuaaliset siiven taittomekanismit ovat epäkäytännöllisiä, koska siiventaitto käsin on aikaa vievää ja hankalaa. Tästä syystä automaattisten siiven taittomekanismien kysyntä on kasvanut ja automaattiseen siiventaittoon tähtääviä lentokoneprojekteja käynnistetty. Automaattisen siiventaiton toteutus on osoittautunut hankalaksi, eikä yksikään valmistaja ole kyennyt siviilipuolella tuomaan automaattisella siiventaitolla varustettua konetta markkinoille pysyvästi. Eräs suuri haaste etenkin pienemmillä koneilla on ollut automaattisen taittomekanismin tuoma suuri massalisä, joka on heikentänyt taittuvasiipisten koneiden ominaisuuksia verrattuna tavallisiin koneisiin. [7, 10]

Taittuvan siiven käytön juuret ulottuvat vuoteen 1913 asti, jolloin Short Brothers -lentokonevalmistajan koneisiin otettiin käyttöön taittavat siivet. Short Brothers -valmistajan koneiden siivet taitettiin taaksepäin säilytystilan säästämiseksi, koska koneita operoitiin laivoilta,

joissa oli tilarajoituksia. [1] Yhdysvaltain laivasto ja yhteistyössä toimineet lentokonevalmistajat alkoivat kehittää taittuvia siipiä koneisiinsa samasta syystä eli tilanpuutteen vuoksi. Lentotukialusten kansien pinta-alat olivat rajallisia, joten taittuvilla siivillä saatiin kansille mahtumaan selvästi enemmän koneita. Ensimmäinen lentotukialukselta operoinut hävittäjä, johon asennettiin taittuva siipi, on kuvassa 2.3 esitetty Grumman F4F Wildcat, joka suoritti ensilentonsa vuonna 1941. Wildcat-kone on myös ensimmäinen kone, jossa käytettiin automaattista siiventahtoa. Automaattiset siiven taittomekanismit yleistyivät ensimmäisten koekäytön jälkeen nopeasti sotilaskäytössä, etenkin koneissa, jotka operoivat lentotukialuksilta. [2]



Kuva 2.3 F4F Wildcat -koneen STO-siipi taitettuna säilytystä varten. [17]

STO-siipi, joka suunniteltiin F4F Wildcat -koneelle, oli historiallisesti merkittävä siiven taittoratkaisu. STO-siipi oli ensimmäinen laajasti ja onnistuneesti käytetty siiven taittoratkaisu, joka täytti Yhdysvaltain laivaston tarpeet monien vuosikymmenien ajan. STO-siipi oli aluksi automaattinen ja toimi hydraulisesti, mutta mekanismi kasvatti siiven painoa niin paljon, että lähes kaikkien Wildcat-koneiden taittomekanismit toteutettiin lopulta manuaalisina. STO-siipi oli merkittävä keksintö, mutta sen käyttöön liittyi monia ongelmia, minkä vuoksi STO-siipeä ei juuri enää käytetä. STO-siiven suurin ongelma on taaksepäin taittuvalle siivelle ominaisesti siiventahtoon rakenteelliset esteet. STO-siivessä taittokohdasta joudutaan poistamaan osia ylä- tai alapintalevystä, jotta ulkosiipi ei ota taittuessaan kiinni sisäsiipeen. Ulkosiipi tarkoittaa taittuvan siiven liikkuvaa kärkiosaa ja sisäsiipi tyviosaa, joka voi olla taittoperiaatteesta riippuen joko liikkuva tai runkoon jäykästi kiinnitetty. [2, 10]

Taittuvien siipien käyttö ei ole yleistynyt samalla tavalla kaupallisessa käytössä kuin sotilaskäytössä, mutta tilanne on muuttumassa. Lentokonevalmistaja Boeing suunnittelee taittuvia siiven kärkiä uuteen 777-9X-matkustajakoneeseensa, jonka valmistus alkaa suunnitelmien mukaan vuonna 2017 [18]. Boeing 777-9X -koneen siiven taittoperiaate on yksinkertainen, mutta aikaisemmista yksinkertaisista taittoperiaateista poiketen Boeing 777-9X -koneessa taittuu ainoastaan lyhyt osuus siivestä eli siiven kärki. Myös Airbus on kiinnostunut taittuvasiipisestä matkustajalentokoneesta. Airbus suunnittelee Boeingin tavoin yksinkertaisista taittoratkaisua, jossa taittavat ainoastaan siiven kärjet. Kummallakin lentokonevalmistajalla on sama motiivi automaattisesti taittuvalle siiven kehittämiselle: kansainväliset lentokentät asettavat rajan maksimaaliselle siiven kärkivälille, joten saavuttaakseen suuremman kärkivälin ja siten polttoainetehokkaamman koneen, on siipi kyettävä taittamaan. Merkittävä ero Boeingin ja Airbusin ratkaisuissa on tapa, jolla siiven kärjet taitetaan. Boeing suunnittelee taittavansa siiven kärjet perinteiseen tapaan ylös, kun taas Airbus hakee innovatiivisempaa ratkaisua suunnittelemalla alaspäin taittuvia siiven kärkiä. [3, 4]

2.1.3 Kevyitä koneita, joissa siiventaitto on automatisoitu

Terrafugia-yrityksen The Transition -kone (kuva 2.4 (a)) on kehitysvaiheessa oleva LSA-luokkaan (*light-sport aircraft*) tähtäävä auton ja lentokoneen yhdistelmä, jonka kehitys aloitettiin vuonna 2006 ja joka teki ensilentonsa vuonna 2009. The Transitionin kehityksessä on ollut haasteita, eikä viivästymisiltä ole välttytty. The Transitionin suurimmaksi sallituksi lentoonlätöpainoksi eli MTOW-painoksi (*maximum takeoff weight*) suunniteltiin aluksi LSA-luokan mukaista 600 kilogrammaa, mutta FAA (*federal aviation administration*) on myöntänyt konetyypille poikkeusluvan LSA-luokan painorajan ylittämiseen, ja koneen painon odotetaan nousevan jopa 816 kilogrammaan. [19]

The Transitionissa käytetään automaattisesti taittuvaa ja sähköllä toimivaa siipeä, joka taittuu kuvan 2.4 (a) mukaisesti kaksinkertaisella periaatteella. Siipi taittuu niin, että taittoasennossa sisäsiipi on taittunut tyvestä 90 astetta ylöspäin ja ulkosiipi 180 astetta vastakkaiseen suuntaan, mikä mahdollistaa poikkeuksellisen pieneen tilaan menevän siiven. The Transitionissa siipi lukitaan lentoasentoon uudella lukitusmekanismilla, joka ei perustu perinteiseen tappilukitukseen. Vaikka The Transitionissa ei käytetä tappilukitusta, koneen taittomekanismeilla on silti useita fail-safe-ominaisuuksia ja mekanismin lukkiutuminen on nähtävissä ohjaamosta. Joissakin taittomekanismeissa ohjauksen rakenteet kytketään irti ennen siiventaittoa, mutta The Transitionissa ohjauksen rakenteet ovat yhtenäisiä myös siiven taittuessa. Tämä parantaa koneen turvallisuutta ja luotettavuutta sekä pienentää taittomekanismin massaa. Koneen turvallisuutta on yritetty parantaa myös koneeseen asennetulla hätälasikuarjolla. [7, 20]

Aeromobil 3.0 (kuva 2.4 (b)) on toinen kehitysvaiheessa oleva auton ja lentokoneen yhdistelmä, jolle tšekkiläinen ilmailuviranomainen on jo myöntänyt tyyppihyväksynnän ultrakevyiden koneiden luokkaan. Koneen suunnittelu aloitettiin vuonna 1990, ja ensilento sillä tehtiin vuonna 2013. Aeromobil 3.0 joutui koelennolla toukokuussa 2015 syöksykierteeseen ja putosi maahan [21]. Onnettomuuden vuoksi koneeseen joudutaan todennäköisesti tekemään suuria muutoksia, eikä koneen suunniteltu MTOW ole tiedossa. Aeromobil 3.0 -koneessa käytetään automaattisesti taittuvaa ja sähköllä toimivaa siipeä, mutta siiven taittoperiaate poikkeaa The Transitionissa käytetystä ratkaisusta. Aeromobil 3.0 -koneessa siipi taittuu taaksepäin kuvan 2.4 (b) mukaisesti eli kiertymättä oman pituusakselinsa ympäri. Siipeen on tosin asennettu mekanismi, jolla siipeä voidaan kiertää myös oman pituusakselinsa ympäri. Siivenkierron avulla siiven asetuskulmaa ja siten kohtauskulmaa voidaan muuttaa lennon aikana. Aeromobil 3.0 -koneen sivuvakaimet ovat liikuteltavia, jotta siipi voi taittua täydet 90 astetta taaksepäin. [11]



Kuva 2.4 The Transition (a) ja Aeromobil 3.0 (b). [22, 23]

Icon A5 (kuva 2.5 (a)) on yhdysvaltalaisen Icon Aircraftin valmistava LSA-luokan amfibio-kone, jonka MTOW on 686 kg. Icon A5 lensi ensilentonsa vuonna 2008, mutta koneen tuotanto asiakkaille aloitettiin vasta 2015. Icon A5 -koneessa suunniteltiin käytettävän automaattisesti taittuvaa ja sähköllä toimivaa siipeä, mutta suunnitelmasta luovuttiin automaattisen taittomekanismin suuren massan vuoksi. Automaattinen taittomekanismi kuitenkin toteutettiin konseptimalleihin. Icon A5 -koneen konseptimalleissa siiventaatio koostuu kahdesta vaiheesta: aluksi siipi kiertyy siiven pituusakselin ympäri 90 astetta, jonka jälkeen siipi kiertyy 90 astetta taaksepäin. Kuvassa 2.5 (a) esitetty Icon A5 on konseptimalli, jossa siiven taittomekanismi on automaattinen. Kuten kuvasta 2.5 (a) näkyy, konseptimallin siipi ei taitu aivan tyvestä, kuten The Transition ja Aeromobil 3.0 -koneissa. Icon A5 -koneen konseptimallissa siipi lukitaan lentoasentoon tappilukituksella niin, että tappi kulkeutuu sisä- ja ulkosiiven salkojen läpi estäen niiden siirtymisen suhteessa toisiinsa. Konseptimallissa siiven lukkiutumista ei voi suoraan nähdä, mutta lukituksen onnistuminen sytyttää merkkivalon ohjaamossa. Markkinoille tuodussa Icon A5 -koneessa siipi lukitaan lentoasentoon siiven alle sijoitetulla kahvalla, jota on helppo käyttää ja jolla siiven lukkiutuminen voidaan varmistaa. [12, 24, 25]

Aeromaster Innovations -yrityksen Synergy-kone (kuva 2.5 (b)) on yksi harvoista suunnitella olevista kaupallisista koneista, johon suunnitellaan automaattisesti taittuvaa ja hydraulisesti toimivaa siipeä. Synergy on The Transition ja Aeromobil 3.0 -koneiden tapaan lentokoneen ja auton yhdistelmä, jonka suunniteltu MTOW on 885 kg. Synergyyn on valittu poikkeuksellinen siiven taittoperiaate. Synergyssä siipi taittuu kahdessa vaiheessa: aluksi siipi kiertyy oman pituusakselinsa ympäri, jonka jälkeen siipi kiertyy eteenpäin kohti koneen nokkaa. Kummatkin vaiheet siiven taitossa tapahtuvat kuvassa 2.5 (b) esitetyn ulkosiiven etusalkoon ja runkoon kiinnitetyn tukirakenteen varassa. Synergyn suunnittelu aloitettiin jo vuonna 1993, mutta kone ei ole vielä ilmestynyt markkinoille. Synergyn omien kotisivujen mukaan koneelle valmistetaan osia prototyyppiä varten [28]. Synergylle on myönnetty konetyyppiin liittyvä patentti vuonna 2000 [26] ja siiven taittomekanismin hydraulikkapumpun venttiiliratkaisuun liittyvä patentti vuonna 2014 [27]. Myönnettyistä patenteista huolimatta projektin eteneminen on epävarmalla pohjalla, eikä konetyypin lentokyvystä tai taittomekanismin toteutettavuudesta voida sanoa varmuudella mitään. [28]



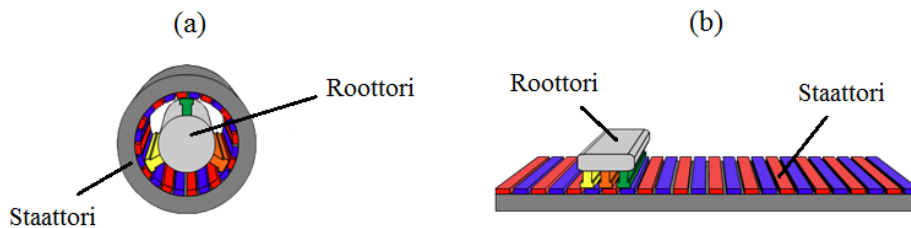
Kuva 2.5 Icon A5 (a) ja Synergy (b). [28, 29]

2.2 Taittomekanismien toimilaitteet

Siiven taittomekanismin toiminta perustuu toimilaitteen eli aktuaattorin tuottamaan voimaan ja liikkeeseen, joiden avulla siipi taittuu. Tässä luvussa käsitellään taittomekanismin toimintaa vain aktuaattorin osalta; toimintaan liittyviä rakenteellisia ratkaisuja käsitellään myöhemmin. Luvun tarkoitus on tutustua aktuaattorien toimintaperiaatteisiin, mukaan lukien aktuaattorin ohjaus, sekä toimintaperiaatteiltaan erilaisten aktuaattorien etuihin ja haittoihin. Aktuaattorit voivat tuottaa joko lineaarista tai pyörivää liikettä. Lentokoneissa käytetään lähinnä lineaarisia aktuaattoreita, jotka voidaan edelleen jakaa toimintaperiaatteen mukaan kolmeen luokkaan: täysin hydraulisiin, täysin sähköisiin ja sähköhydraulisiin. Koska suunniteltava kone on hybridikäyttöinen ja lentokoneiden kehityssuunta on kohti sähkökäyttöisempiä koneita, sähkökäyttöiset lineaariaktuaattorit ovat tarkastelun keskiössä. Lentokoneissa käytetään myös pneumaattisia aktuaattoreita, mutta niiden soveltuvuus taittomekanismin aktuaattoriksi on arvioitu huonoksi, joten pneumaattisia aktuaattoreita ei tarkastella. Lentokoneissa aktuaattoreita käytetään yleensä lisänostovoimalaitteiden ja ohjainpintojen liikutuksessa. Koska siiventaiton sekä lisänostovoimalaitteiden ja ohjainpintojen liikutuksen mekaniikka ovat samantapaisia, käytetään tarkastelun apuna myös lisänostovoimalaitteiden ja ohjainpintojen aktuaattoreihin liittyvää tietoa. [30]

2.2.1 Lineaariset ja pyörivät aktuaattorit sekä vaihteistot

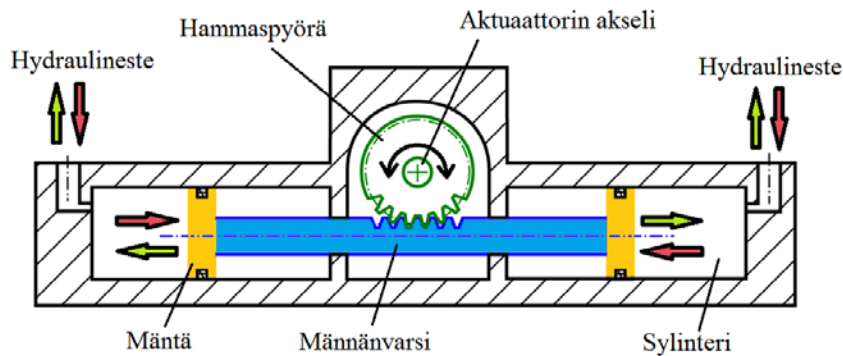
Lineaariset aktuaattorit tuottavat lineaarista liikettä. Sähkökäyttöisissä aktuaattoreissa lineaarinen liike tuotetaan yleensä pyörivän sähkömoottorin ja lineaarivaihteen avulla. Lineaarinen liike voidaan tuottaa sähkökäyttöisissä aktuaattoreissa myös suoraan ilman lineaarivaihdetta, esimerkiksi lineaarimoottorilla. Kuvan 2.6 (a) mukaisessa tyypillisessä sähkömoottorissa sähkövirtojen synnyttämät sähkömagneettiset kentät saavat roottorin pyörimään staattorin sisällä. Lineaarimoottorissa staattori ja roottori ovat kuvan 2.6 (b) mukaisesti ”auki rullattu”, jolloin roottorin liike muuttuu lineaarimoottorissa suoraviivaiseksi. [31] Hydraulisissa aktuaattoreissa lineaarinen liike tuotetaan yleensä hydraulinesteen paineen, virtausventtiilien, sylinterin ja männän avulla. Lineaarisesta hydraulisesta aktuaattorista voidaan käyttää nimitystä hydraulisylinteri. [30]



Kuva 2.6 Tavallinen moottori (a) ja ”auki rullattu” lineaarimoottori (b).

Pyörivät aktuaattorit tuottavat pyörivää liikettä. Sähkökäyttöisissä pyörivissä aktuaattoreissa eli sähkömoottoreissa liike on luonnollisesti pyörivää. Hydraulimoottoreissa pyörivä liike voidaan tuottaa monella tavalla. Yksi tapa on käyttää hydraulisylinterin tapaista laitetta, jossa sylinterin tilalla käytetään pyöreää kammiota ja männän tilalla pyörivää siivekettä. On myös mahdollista, että hydraulisylinterin männän lineaarinen liike muutetaan pyöriväksi vaihteiston avulla, kuten on tehty kuvan 2.7 aktuaattorissa. Kuvan 2.7 aktuaattorissa hydraulinesteen paine liikuttaa määntää ja männänvarrtta sylinterissä, jossa liike muuttuu hammaspyörän avulla aktuaattorin akselin pyörimisliikkeeksi. Uusimmissa siiven taittomekanismeissa on ollut trendinä käyttää vain sähkökäyttöisiä lineaariaktuaattoreita riippumatta siitä,

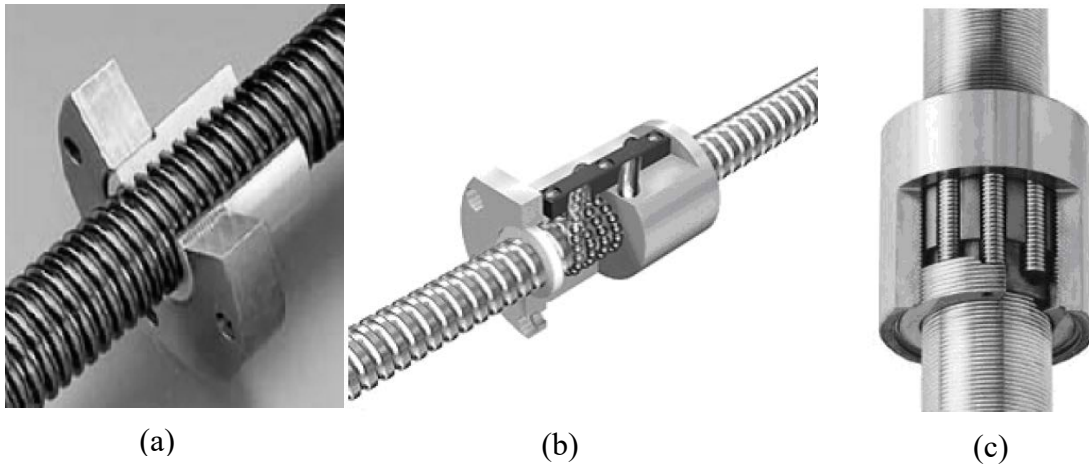
tuotetaanko lineaarista vai pyörivää liikettä [7, 10]. Valinta lineaarisen ja pyörivän aktuaattorin välillä riippuu sovelluskohteesta, joten valinta on tehtävä aina tapauskohtaisesti. [32]



Kuva 2.7 Tyypillinen hydraulinen aktuaattori, jossa hydraulisylinterin lineaarinen liike muutetaan pyöriväksi.

Aktuaattoreissa käytetyt vaihteistot, kuten sähkökäyttöisen lineaariaktuaattorin lineaarivaihte tai hydraulisen pyörivän aktuaattorin männänvarsi ja hammaspyörä, lisäävät aktuaattorien mekaanista pitovoimaa ja -momenttia. Pitomomentti (*holding torque*) on pyörivien aktuaattorien keskeinen ominaisuus, joka tarkoittaa suurinta momenttia, joka aktuaattorin akseliin voidaan kohdistaa ilman, että akseli kiertyy suhteessa aktuaattoriin. Pitovoima (*holding force*) on lineaaristen aktuaattorien keskeinen ominaisuus, joka tarkoittaa suurinta lateraalista voimaa, joka aktuaattorin akseliin voidaan kohdistaa ilman, että akseli siirtyy suhteessa aktuaattoriin. Aktuaattoreilla on yleensä pitovoimaa ja -momenttia ilman vaihteistoa, mutta pitovoimien ja -momenttien ylläpitämiseksi tarvitaan hydraulista tai sähköistä tehoa, eivätkä pitovoimat ja -momentit ole suuria. Vaihteiston tarjoama mekaaninen pitovoima ja -momentti eivät ole riippuvaisia syötetystä sähköisestä tai hydraulisesta tehosta, joten vaihteistolliset aktuaattorit tuottavat pitovoimia ja -momentteja myös aktuaattorien häiriötilanteissa. Vaihteistollisten aktuaattorien hyötysuhde on ylimääräisten liikuteltavien osien ja lisääntyneen kitkan vuoksi pienempi kuin vaihteettomien aktuaattorien. Vaihteettomissa aktuaattoreissa voidaan käyttää jarrumekanismeja riittävien pitovoimien ja -momenttien saavuttamiseksi, mutta myös jarrumekanismit pienentävät aktuaattorien hyötysuhdetta lisääntyneen kitkan vuoksi [33]. [32]

Sähkökäyttöisissä lineaariaktuaattoreissa käytettävät lineaarivaihteet ovat liuku-, kuula- ja rullaruuvi. Liukuruuvivaihteessa (kuva 2.8 (a)) pyörivä ruuvi liikuttaa ruuvin ympärillä olevaa mutteria ja synnyttää näin lineaariliikkeen. Koska liukuruuvissa on suuri kosketuspinta-ala mutterin ja ruuvin välillä, liukuruuvivaihteiston pitovoima on suuri. Liukuruuvi on myös yksinkertainen ja halpa ratkaisu. Toisaalta suuren kosketuspinta-alansa vuoksi liukuruuvilla on huono hyötysuhde (25–40 %) ja liukuruuvi kuluu nopeasti. Liukuruuvi on myös hidasikäyttöinen. Kuularuuvissa on sama toimintaperiaate kuin liukuruuvissa, mutta kuularuuvissa mutteri on täytetty kuvan 2.8 (b) mukaisesti kuulilla, jotka pienentävät kitkaa ja vähentävät kulumista. Kuularuuvin pitovoima on erityisen pieni. Rullaruuvissa mutteriin on sisällytetty kuvan 2.8 (c) mukaisesti kuulien sijasta laakeroituja kierteellisiä rullia. Rullaruuvilla voidaan saavuttaa melkein yhtä suuri pitovoima kuin liukuruuvilla ja melkein yhtä pieni kitka kuin kuularuuvilla. Lisäksi rullaruuvi on nopeampi ja tarkempi sekä kestää vaativia olosuhteita paremmin kuin liuku- ja kuularuuvi. Rullaruuvi on kuitenkin vaihtoehtoista kallein. [34, 35, 36]



Kuva 2.8 Liukuruuvi (a), kuularuuvi (b) ja rullaruuvi (c). [34]

2.2.2 Lineaaristen aktuaattorien moottorit

Yksinkertaisissa lineaarisissa aktuaattoreissa moottorin toimintaa ohjataan pelkästään kytkimillä. Moottorin ja aktuaattorin ominaisuuksia voidaan parantaa servokäytöllä, joka mahdollistaa aktuaattorin liikkeen tarkan ohjauksen sekä tarjoaa aseman ja nopeuden säätömahdollisuuksia, joita tavallisilla aktuaattoreilla ei ole. Servo tarkoittaa takaisinkytkettyä ohjauspiiriä, jossa asetusarvoja muutetaan jatkuvasti mitatun asema- tai kulmatiedon perusteella. [37, 38] Servokäyttö voi viitata hydrauliseen tai sähköiseen systeemiin, mutta servomoottori tarkoittaa aina sähköistä systeemiä. Servomoottoriin kuuluvat sähkömoottori, roottorin pyörimisnopeuden hidastava vaihteisto, asema-anturi ja säädön elektroniikka. [39] Kun sähkövirrat ja vääntömomentit ovat suhteellisen pieniä, servomoottorien sähkömoottoreina käytetään tavallisesti tasavirtamoottoreita. Servomoottoreissa, joissa tarvitaan suurempia sähkövirtoja, käytetään vaihtovirtamoottoreita. [40]

Aktuaattoreita voidaan ohjata tarkasti myös käyttämällä askelmoottoreita, joissa ei ole takaisinkytkentää. Askelmoottorien tarkkuus on tavallisesti noin 3–5 %. Askelmoottori on sähkömoottori, jossa roottori pyörii askelittain sähköjännitteen pulssiohjauksella. Askelmoottorissa ohjausyksiköllä on jatkuvasti tieto roottorin kulma-asemasta, mikä mahdollistaa aktuaattorin aseman ja nopeuden säädön. Askelmoottorin ohjaus on tarkka vain, jos askelmoottorin pitomomentti ei ylitä. Pitomomentin ylittyessä askelmoottorin ohjauksen antamat askeleet poikkeavat todellisista askeleista. Pitomomentin ylittymiseen voidaan varautua käyttämällä takaisinkytkentää tai niin suuria varmuusmarginaaleja, että pitomomentin ylittymistä ei käytännössä tapahdu. Takaisinkytkennällä askelmoottorille saadaan servokäytön tarkkuudet ja säätömahdollisuudet, mutta takaisinkytkentä lisää kustannuksia. Askel- ja servomoottori ovat kalliimpia kuin tavallinen sähkömoottori, koska moottorin ohjaukseen ja säätöön liittyy hankinta- ja käyttöönottokustannuksia. Askelmoottoreissa syntyy helposti moottoriresonanssia, joka vähentää vääntömomenttia ja lisää moottorin äänekkyyttä. [41, 42, 43]

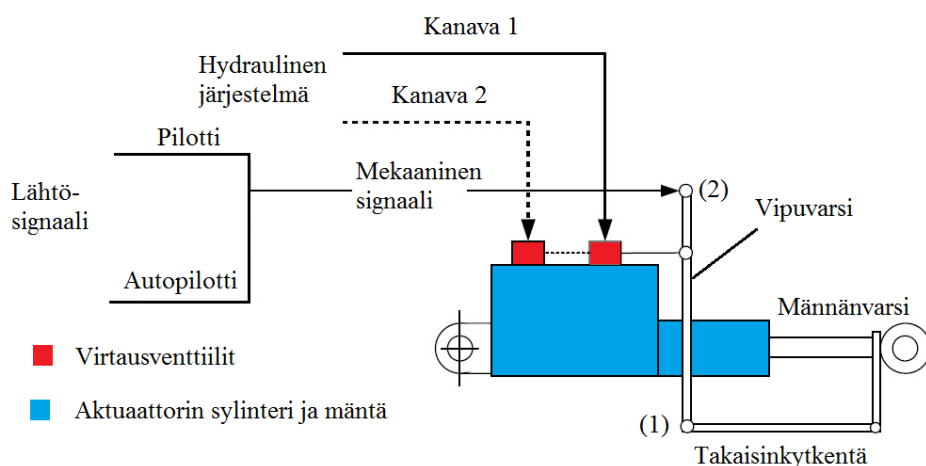
Askelmoottoreissa käytetään harjatonta tasavirtamoottoria [43]. Lentokoneissa lineaaristen aktuaattorien moottoreina käytetään tavallisesti harjallisia tasavirtamoottoreita, mutta harjattomien tasavirtamoottorien käyttö on yleistynyt [30]. Harjattomassa tasavirtamoottorissa roottorin liike saadaan aikaiseksi vaihtelemalla sähkövirran kulkua käämeissä, jolloin hiiliharjaa ja sähkövirran suunnan muuttajaa eli kommutaattoria ei tarvita. Kommutaattorin liu-

kuminen hiiliharjaa pitkin kuluttaa hiiliharjaa ja synnyttää herkästi kipinäointia. Tämä tarkoittaa sitä, että harjallinen tasavirtamoottori vaatii tiivistä huoltoa ja ei ole turvallisuuden kannalta optimaalinen ratkaisu. Harjattomat tasavirtamoottorit ovat tehokkaampia, eli ne tuottavat enemmän vääntömomenttia suhteessa omaan painoonsa kuin harjalliset tasavirtamoottorit. Lisäksi harjattomat tasavirtamoottorit tuottavat vähemmän hukkalämpöä eivätkä siksi ylikuumene yhtä herkästi. Harjattomat tasavirtamoottorit ovat kuitenkin kalliimpia kuin harjalliset tasavirtamoottorit, koska harjattomissa tasavirtamoottoreissa tarvitaan sähköön kolmivaihesyöttöä sekä ohjaukseen ja säätöön liittyvää elektroniikkaa. [44]

2.2.3 Täysin hydraulinen aktuaattori

Täysin hydraulinen aktuaattori, joka toimii lentokoneissa hydraulisen järjestelmän avulla, on yleisin lentokoneen taittomekanismeissa käytetty aktuaattori [33]. Täysin hydraulisen aktuaattorin toiminta voi perustua joko lineaarista voimaa tuottavaan hydraulisylinteriin tai vääntömomenttia tuottavaan hydraulimoottoriin. Lentokoneissa on käytössä vain hydraulisylintereitä, joten hydraulisylinteriin perustuvan aktuaattorin toiminnan tarkastelu riittää. Täysin hydraulisen aktuaattorin toimintaa on havainnollistettu skemaattisesti kuvassa 2.9. Kuten kuvasta 2.9 nähdään, täysin hydraulisessa aktuaattorissa hydraulisen järjestelmän hydraulineeste kulkee kanavaa 1 tai 2 pitkin aktuaattorin virtausventtiileille. Virtausventtiilien läpi kulkeutuvan hydraulinesteen paine liikuttaa sylinterissä olevaa mäntää joko eteen tai taakse riippuen siitä, kumman kanavan läpi hydraulineeste kulkee. Venttiilejä voidaan säädellä joko täysin mekaanisesti, sähkömekaanisesti tai täysin sähköisesti, jolloin puhutaan yleensä FBW-ohjauksesta (*fly-by-wire*). [30]

Kuvassa 2.9 esitetty aktuaattori toimii sähkömekaanisesti niin, että pilotin ja autopilotin antama sähköinen ohjaussignaali muutetaan mekaaniseksi ennen kuin ohjaussignaali saavuttaa virtausventtiilit. Täysin mekaanisessa ohjauksessa pilotin antama ohjaussignaali on suoraan mekaaninen. Mekaaninen signaali kiertää vipuvartta saranan (1) ympäri, jolloin hydraulineeste pääsee kulkeutumaan virtausventtiilien läpi. Kun vipuvarsi on kiertänyt takaisin vertikaaliasentoon saranan (2) ympäri, hydraulineesten virtaus loppuu. Vipuvarsi palautuu vertikaaliasentoon männänvarteen kiinnitetyn mekaanisen takaisinkytkennän avulla. FBW-ohjauksessa takaisinkytkentä ja virtausventtiilien säätö toteutetaan sähköisesti. [30]

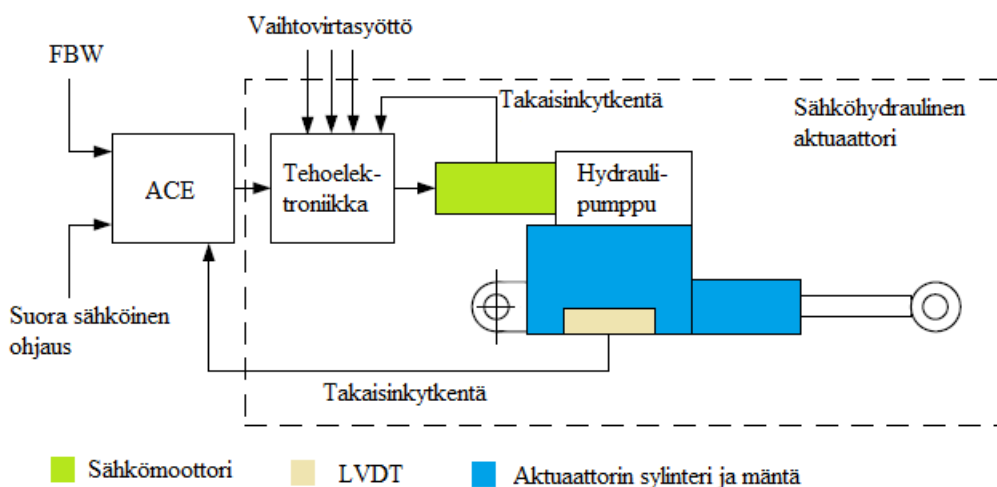


Kuva 2.9 Skemaattinen esitys täysin hydraulisen aktuaattorin toiminnasta [30].

2.2.4 Sähköhydraulinen ja täysin sähköinen aktuaattori

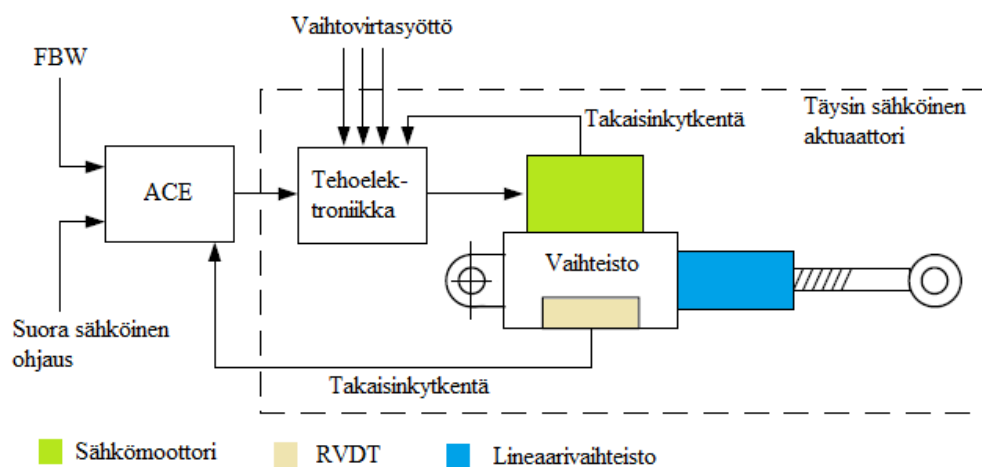
Hydraulisen järjestelmän puuttuessa on käytettävä sähköhydraulista EHA- (*electrohydraulic actuator*) tai täysin sähköistä EMA-aktuaattoria (*electro-mechanical actuator*), jotka voivat olla joko lineaarista tai pyörivää liikettä tuottavia aktuaattoreita. Pyörivän liikkeen tuottavia aktuaattoreita ei juuri käytetä lentoteknisissä sovelluksissa, joten EHA- ja EMA-aktuaattorien toimintaa ja ominaisuuksia tarkastellaan lineaarisia aktuaattoreita tutkimalla. Aikaisemmin lentokoneissa on käytetty myös IAP-aktuaattoreita (*integrated actuator package*), mutta IAP-aktuaattoreilla on pieni hyötysuhde, ja ne ovat poistuneet käytöstä. Siiven taittomekanismien aktuaattoreina käytetään usein sekä täysin hydraulista että sähköllä toimivaa EMA- tai EHA-aktuaattoria, jotta siipi voidaan taittaa myös hydraulisen järjestelmän ollessa poissa käytöstä [33]. Esimerkiksi Hornet F-18 -koneessa siipi voidaan taittaa täysin hydraulisella tai täysin sähköisellä aktuaattorilla mutta myös mekaanisesti [45]. Siiven taittomekanismeissa käytettyjen sähkötoimisten EMA- ja EHA-aktuaattorien pitovoima on yleensä niin suuri, että EMA ja EHA lukitsevat siiven mekaanisesti paikoilleen, kun aktuaattoreihin ei syötetä virtaa. Suuren pitovoiman vuoksi siiven mekaaninen taitto vaatii EMA- ja EHA-aktuaattoreilla toimivissa taittomekanismeissa erikoisratkaisuja. [30]

Sähköhydraulisen EHA-aktuaattorin keskeisin ero täysin hydrauliseen aktuaattoriin on sähköhydraulisen aktuaattorin riippumattomuus lentokoneen hydraulisesta järjestelmästä. Sähköhydraulisessa aktuaattorissa hydraulinesteen paine tuotetaan kuvan 2.10 mukaisesti sähkömoottorilla ja hydraulipumpulla. Hydraulipumpun tuottama paine liikuttaa hydraulisylinlerin mäntää, joka tuottaa sähköhydraulisen aktuaattorin lineaarisen liikkeen. Kuten kuvasta 2.10 nähdään, aktuaattorin tehoelektroniikka toimii lentokoneen sähköisen järjestelmän vaihtovirtasyötöllä ja ACE-järjestelmän (*actuator control electronics*) ohjauksella. ACE-järjestelmän tehtävänä on ohjata tehoelektroniikan toimintaa FBW-ohjauksen tai suoran sähköisen ohjauksen asettamien reunaehtojen mukaisesti. Suoraan sähköistä ohjausta käytetään, jos FBW-ohjaus ei ole käytössä. Tehoelektroniikka säätelee yleensä tasavirralla toimivan sähkömoottorin toimintaa. Sähkömoottorista on takaisinkytkentä tehoelektroniikkaan. Sähkömoottori ohjaa ja antaa tehon hydraulipumpulle, joka liikuttaa hydraulinesteen paineen avulla hydraulisylinlerin mäntää. Männän siirtymää voidaan mitata LVDT-anturilla (*linear variable differential transformer*), mutta muitakin ratkaisuja siirtymän mittaukselle on. LVDT syöttää tiedon männän siirtymästä takaisin ACE-järjestelmälle, joka tekee tarvittavat muutokset ohjauksen asetusarvoihin. [30]



Kuva 2.10 Skemaattinen esitys sähköhydraulisen aktuaattorin toiminnasta. [30]

Täysin sähköinen EMA-aktuaattori toimii pitkälti samalla periaatteella kuin sähköhydraulinen aktuaattori. Keskeisin ero sähköhydraulisen ja täysin sähköisen aktuaattorin välillä on se, että täysin sähköisessä aktuaattorissa ei ole hydraulipumppua eikä muita hydraulikalla toimivia laitteita. Kuten kuvasta 2.11 nähdään, täysin sähköisessä aktuaattorissa hydraulipumpun tilalla on sähkömoottori, joka on yleensä harjaton tasavirtamoottori. Tehoelektronikka toimii vaihtovirtasyötöllä ja ACE-järjestelmän (*actuator control electronics*) ohjauksella sekä säätelee sähkömoottorin toimintaa aivan kuin sähköhydraulisessa aktuaattorissa. Kuvan 2.11 mukaisesti täysin sähköisessä aktuaattorissa sähkömoottorin roottorin pyörimisnopeus pienennetään vaihteiston avulla lineaarivaihteistolle sopivaksi. Täysin sähköisissä aktuaattoreissa käytetään LVDT-anturin sijasta RVDT-anturia (*rotary variable differential transformer*), joka toimii kuten LVDT, mutta se mittaa lineaarisen siirtymän sijasta lineaarivaihteiston kulmamutosta. Lineaarivaihteisto tuottaa aktuaattorin lineaarisen liikkeen muuttamalla lineaarivaihteen ruuvin pyörimisliikkeen lineaariseksi. [30]



Kuva 2.11 Skemaattinen esitys täysin sähköisen aktuaattorin toiminnasta. [30]

2.2.5 Aktuaattorien vertailu

Täysin hydraulisilla aktuaattoreilla pystytään tuottamaan hiukan suurempia voimia kuin sähköhydraulisilla ja täysin sähköisillä aktuaattoreilla. Koska täysin hydraulisilla aktuaattoreilla pystytään tuottamaan suuria voimia suhteessa niiden painoon, ovat täysin hydrauliset aktuaattorit kevyitä. Täysin hydrauliset aktuaattorit ovat myös halpoja ja luotettavia, sillä niitä on käytetty lentoteknisissä sovelluksissa jo 1930-luvulta lähtien. Täysin hydraulisen aktuaattorin ongelmat liittyvät lentokoneen hydrauliseen järjestelmään, jota täysin hydraulinen aktuaattori tarvitsee toimiakseen. Täysin hydraulinen aktuaattori hydraulisella järjestelmällä on selvästi painavampi, kalliimpi ja huoltoriippuvaisempi kuin sähköhydraulinen tai täysin sähköinen aktuaattori ilman hydraulista järjestelmää. Tosin sähkötoimisten aktuaattorien käyttö lisää lentokoneen sähköisen järjestelmän vaatimuksia, mikä saattaa näkyä esimerkiksi lisäakkujen tarpeena. Hydraulisen järjestelmän toiminta edellyttää myös jatkuvaa hydraulisen paineen ylläpitoa, mikä pienentää täysin hydraulisen aktuaattorin hyötysuhdetta. Lisäksi hydraulisen järjestelmän öljyn käyttöön liittyy syttymisvaara. [30, 46]

Sähköhydrauliset aktuaattorit ovat painavampia kuin täysin sähköiset aktuaattorit, minkä lisäksi sähköhydraulisten aktuaattorien hankinta- ja huoltotoimintaan liittyvät kustannukset ovat suuremmat kuin täysin sähköisillä aktuaattoreilla. Sähköhydrauliset aktuaattorit säily-

vät myös toimintakunnossa lyhyemmän aikaa kuin täysin sähköiset aktuaattorit. Sähköhydrauliset aktuaattorit säilyvät varastoituneena operointivalmiina vähintään 10 vuotta, kun taas täysin sähköiset aktuaattorit säilyvät operointivalmiina vähintään 20 vuotta [47]. Sähköhydraulisilla ja täysin sähköisillä lineaariaktuaattoreilla on suuri mekaaninen pitovoima verrattuna täysin hydraulisiin aktuaattoreihin. Erityisesti täysin sähköisten aktuaattorien suureen mekaaniseen pitovoimaan liittyy aktuaattorin häiriötilanteessa ei-toivottua lukkiutumista, minkä vuoksi täysin sähköisiä aktuaattoreita on käytetty harkiten lentokoneiden ohjauksen ja lisänostovoimalaitteiden aktuaattoreina. Aktuaattorin lukkiutuminen häiriötilanteessa ei kuitenkaan ole siiventämissä ongelma, vaan on jopa toivottavaa, että siiventämissä aikana tapahtuvassa häiriössä aktuaattori lukkiutuu. Jos siipi taittuu ylös- tai alaspäin eikä aktuaattorilla ole riittävää mekaanista pitovoimaa, aktuaattorin häiriötilanne johtaa siiven hallitsemattomaan tippumiseen, mikä saattaa rikkoa taittomekanismin tai aiheuttaa vaaratilanteen siiven lähettävillä oleville ihmisille. [30, 46]

Täysin sähköisillä lineaariaktuaattoreilla ei saavuteta yhtä pieniä vasteaikoja kuin sähköhydraulisilla lineaariaktuaattoreilla, mikä johtuu täysin sähköisten aktuaattorien hitaasta lineaarivaihteesta. Pienet erot vasteajoissa eivät kuitenkaan ole siiventämissä merkityksellisiä. Täysin sähköiset aktuaattorit myös ylikuumenevat helpommin kuin sähköhydrauliset aktuaattorit. Ylikuumeneminen voidaan estää sopivalla moottorin ja lineaarivaihteen valinnalla tai käyttämällä lämpöanturia ja kytkintä, joka katkaisee moottorin virran määrätyn lämpötilan ylittyessä. Täysin sähköisen aktuaattorin ylikuormittumiseen voidaan varautua samalla periaatteella kuin ylikuumenemiseen. Jos aktuaattori ylikuormittuu, moottorin vääntömomenttia mittaava anturi antaa signaalin ja sähkömoottori sammuu. [30, 32]

2.3 Taittomekanismien rakenne ja toiminta

2.3.1 Yleisesti

Taittomekanismin suunnittelun kannalta on kiinnostavaa, mitä rakenteita taittomekanismiin kuuluu ja miten ne toimivat siiven taittuessa. Taittomekanismien rakenneratkaisujen kategorisointi ei ole mielekasta, joten taittomekanismien rakenteita ja toimintaa tarkastellaan lähinnä edustavien referenssikoneiden taittomekanismeihin tutustumalla. Koska taittomekanismikonseptit suunnitellaan pienelle automaattisella siiventämisellä varustetulle koneelle, valitaan referenssikoneiksi kaksi pientä konetta, The Transition ja Icon A5, joissa siiven taittuminen on automatisoitu – sarjatuotantoon päätyneissä Icon A5 -koneissa ei käytetty automaattista siiventämistä (luku 2.1.3). Kolmantena referenssikoneena käytetään Boeing 777-9X -konetta, joka on suunniteltavasta koneesta poiketen painava matkustajakone. Boeing on yhtenä maailman suurimpana lentokonevalmistajana luotettava referenssi, jonka suunnittelien koneiden toimivuuteen voidaan luottaa. Boeing 777-9X -koneen taittoperiaate on yksinkertainen, The Transitionin kaksinkertainen ja Icon A5 -koneen taaksepäin taittuva, joten valituilla koneilla saadaan kattava näkemys taittomekanismien rakenneratkaisujen mahdollisuuksista.

Siiven lukituksen toteutus on keskeinen taittomekanismin rakenteisiin ja toimintaan liittyvä ongelma. Icon ja Boeing ovat toteuttaneet lukituksen perinteisesti eli käyttämällä lukitustappia, joka estää rakenteiden liikkumisen suhteessa toisiinsa. Icon A5 ja Boeing 777-9X -koneissa tappi työntyy limittäin asettuvien ulkosiiven ja sisäsiiven salkojen läpi, mikä estää salkojen liikkeen suhteessa toisiinsa. Icon A5 ja Boeing 777-9X -koneiden taittomekanismeissa tappi on ainoa taittomekanismin rakenteellinen osa, joka kantaa lentokuormia. [3, 10] The Transitionissa taittomekanismin lukitus on toteutettu perinteistä ratkaisua luovemmin,

sillä The Transitionissa ei käytetä tappeja lainkaan. The Transitionissa siipi lukitaan kahdella omaperäisellä mekaanisella ratkaisulla ja aktuaattorin suurella pitovoimalla. [48]

Laippojen ja siivekkeiden ohjaukseen liittyvien rakenteiden vieminen taittomekanismin läpi on ongelma, joka vaatii taittomekanismin suunnittelussa erityishuomiota. Ohjaukseen liittyvät rakenteet voivat olla jäykkiä sauvoja tai kaapeleita. Jos ohjauksen aktuaattori sijaitsee ulkosiivessä, taittomekanismin läpi on vietävä aktuaattorin toiminnan mahdollistavia sähköjohtoja tai hydrauliletkuja. Kaapelit, sähköjohdot ja hydrauliletkut ovat taipuvia, joten niiden vieminen taittomekanismin läpi ei ole merkittävä ongelma. Jäykkien sauvojen vieminen taittomekanismin läpi on kuitenkin haastavaa. Jos ulkosiipi toimii polttoainesäiliönä, myös polttoaineen kulkeutuminen taittomekanismin läpi on otettava huomioon. Yleensä taittuvasiipisissä koneissa polttoainesäilö on järkevä sijoittaa sisäsiipeen ja runkoon. [30]

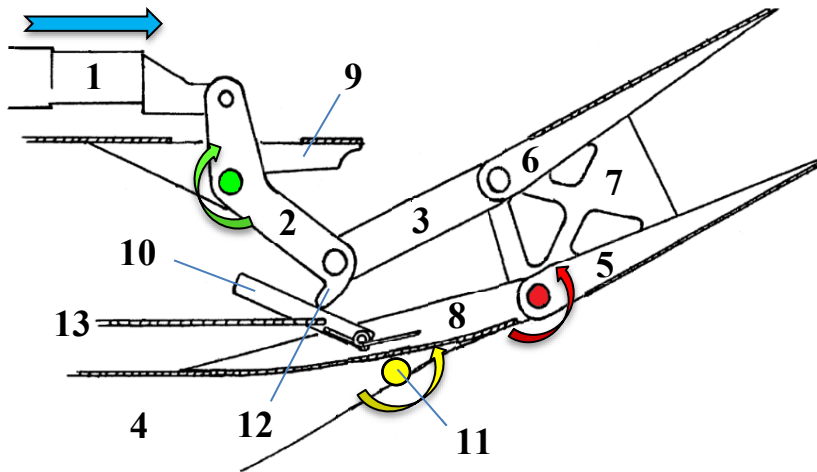
Jäykät sauvat tavallisesti katkaistaan taittokohdasta ja yhdistetään nivelellä taiton mahdollistamiseksi. Jäykkien sauvojen taittokohdan liitos on yleensä toteutettu niin, että laipat tai siivekkeet lukkiutuvat neutraaliasentoon siiven taittuessa, kuten on menetelty esimerkiksi The Transitionissa [48]. On myös mahdollista, että laipat ja siivekkeet toimivat täysin normaalisti siiven taittuessa. Naumann [49] on kehittänyt sisä- ja ulkolaipan yhdistävän mekanismin, joka mahdollistaa laipan liikutuksen, vaikka siipi taittuu. Naumannin keksintö mahdollistaa siiventaiton nopeasti koneen laskeutumisen jälkeen, mistä on hyötyä esimerkiksi tukialuksilta operoitavien koneiden käytössä. Naumannin keksinnön rakenne on monimutkainen sekä sisältää lukuisia pieniä rakenteita ja moniaksiaalisia saranoita, mikä tekee rakenteesta vaikeasti toteutettavan.

2.3.2 The Transition

Siiven taittomekanismi on tavallisesti nivelöity lähelle yläpintalevyä, mutta The Transitionissa taittomekanismi on nivelöity lähelle alapintalevyä. Kuvista 2.12 ja 2.13 nähdään, kuinka The Transitionin sisäsiipi kiertyy kohti taittoasentoa punaisella merkityn, alapintalevyn lähellä sijaitsevan nivelen ympäri. Alapintalevyn lähelle nivelöity siipi tekee taittuneesta siivestä vähän matalamman yläpintalevyn lähelle nivelöityyn siipeen verrattuna. Lisäksi alapintalevyn lähelle nivelöidyn siiven taittomekanismi on aina suojattu, myös silloin kun siipi on taittunut. Yläpintalevyn lähelle nivelöityyn taittuneeseen siipeen jää ilman erillisiä rakenneratkaisuja aukko taittokohtaan siiven alapuolelle, jolloin taittomekanismi on altis ulkoisille vaurioille, esimerkiksi maasta lentäville kiville. Toisaalta alapintalevyn lähelle nivelöidyn siiven yläpuolelle jää taittokohtaan aukko siiven ollessa lentoasennossa, mikä on ongelma. The Transitionissa ongelma on ratkaistu kolmella yläpintalevyyn kiinnitettävällä paneelilla, jotka liikkuvat siiven mukana. [7]

The Transitionin sisäsiiven taittomekanismin rakenteet ja toiminta esitetään kuvan 2.12 avulla. Siiven taittuessa taittoasentoon aktuaattori (1) liikkuu oikealle, jolloin rakenne (2) kiertyy vihreällä merkityn nivelen ympäri myötäpäivään. Rakenteen (2) kiertyessä myötäpäivään vetää rakenne (2) rakennetta (3) kohti runkoa (4). Rakenteen (3) siirtyessä kohti runkoa kiertyy alapintalevyyn kiinnitetty rakenne (5) ja koko sisäsiipi punaisella merkityn nivelen ympäri vastapäivään. Mekanismi toimii käänteisesti siiven taittuessa takaisin lentoasentoon. Rakenteet (5) ja (6) on kiinnitetty pintalevyjen lisäksi jäykästi salon uumaan (7). Salon kantamat lentokuormat siirtyvät konseptissa rakenteiden (5) ja (6) välityksellä jäykästi runkoon kiinnitetyille tukirakenteille (8) ja (9). [7]

The Transitionin sisäsiiven lukitus perustuu rakenteelliseen primäärilukitukseen ja aktuaattorin suureen pitovoimaan, joka toimii fail-safe-ominaisuutena. Primäärilukituksen rakenne ja toiminta voidaan kuvata kuvan 2.12 avulla. Aktuaattorin (1) liikkuaessa vasemmalle ääriasentoon, kiertyy rakenne (2) vastapäivään ääriasentoon. Rakenne (2) on ääriasennossa, kun tukirakenteeseen (8) kiinnitetty pysäytin (10) on kiertynyt keltaisella värillä merkityn nivelen ympäri myötäpäivään yli vertikaaliasennon, jolloin rakenne (2) ei pääse enää kiertymään vihreällä merkityn nivelen ympäri. Pysäytin kiertyy kierrejousen (11) avulla. Rakenteen (2) kärkiviiste (12) estää pysäyttimen kiertymisen liian pitkälle. Lukitus voidaan poistaa vetämällä pysäytin (10) kaapelilla (13) pois lukitusasennosta ja liikuttamalla aktuaattoria oikealle. [7]

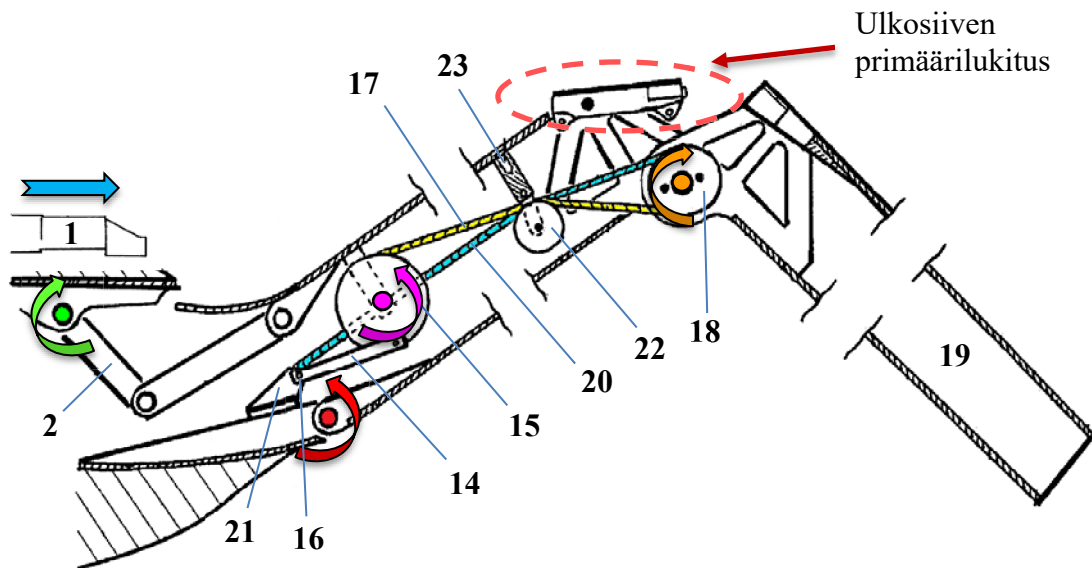


Kuva 2.12 Poikkileikkauskuva The Transitionin sisäsiiven taittomekanismista siiven taittuessa kohti taittoasentoa (muokattu lähteestä [7])

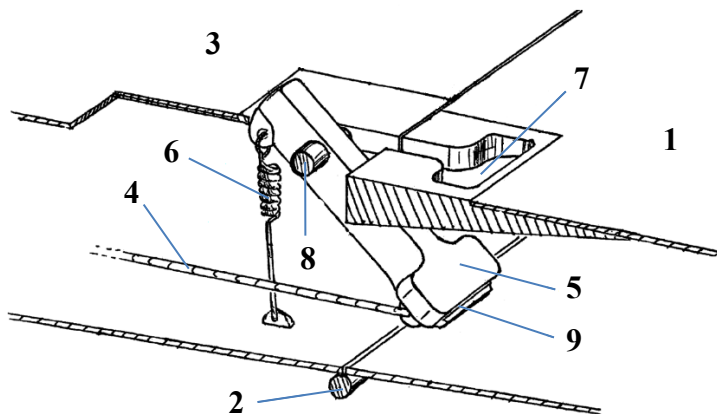
The Transitionin ulkosiiven taittomekanismi toimii automaattisesti mekaanisten liitosten avulla sisäsiiven taittuessa. Ulkosiiven taittomekanismin rakenteet ja toiminta esitetään kuvan 2.13 avulla, jossa siipi taittuu kohti taittoasentoa. Kuvassa 2.13 näkyy myös sisäsiiven taittomekanismin rakenteita yksinkertaistettuna. Aktuaattorin (1) liikkuaessa oikealle sisäsiipi kiertyy punaisella merkityn nivelen ympäri vastapäivään, jolloin vipu (14) kääntää sisäsiiven väkipyörää (15) violetin nuolen osoittamaan suuntaan eli vastapäivään. Väkipyörä kiertyy siiven taittuessa, koska punaisella merkitty sisäsiiven nivel ei yhdy vivun (14) nivelpisteeseen (16) kanssa. Väkipyörän (15) kiertyessä vastapäivään kaapeli (17) liikkuu suhteessa sisäsiipeen vasemmalle ja kiertää ulkosiiven väkipyörää (18) ruskean nuolen osoittamaan suuntaan eli myötäpäivään, jolloin ulkosiipi (19) kiertyy kohti taittoasentoa.

Sisäsiiven taittuessa lentoasentoon kaapeli (20) kiertää ulkosiiven väkipyörää (18) vastapäivään, mikä saa ulkosiiven suoristumaan lentoasentoon. Kaapeli (20) kiertää väkipyörää (18), koska punaisella merkitty sisäsiiven nivel ei yhdy vivun (14) nivelpisteeseen (16) kanssa ja koska kaapeli on kiinnitetty liikkumattomasti tukeen (21). Väkipyörä (22), joka on kiinnitetty jäykästi sisäsiipeen, toimii kaapeleiden kiristimenä. Kun väkipyörää (22) liikutetaan vertikaalisesti suhteessa sisäsiipeen yläpintalevyn kautta säädettävissä olevan tuen (23) avulla, ulkosiiven väkipyörä (18) ja ulkosiipi (19) kiertyvät, mikä mahdollistaa sisä- ja ulkosiiven tarkan linjaamisen ennen lentoa. On hyvä huomata, että ulkosiiven taittomekanismissa on kaksi kaapelia, kaapelit (17) ja (20), joilla kummallakin on omat raiteensa ja päätteensä väkipyörissä. [48]

The Transitionin ulkosiiven lukitus perustuu sisäsiiven lukituksen tavoin rakenteelliseen primäärilukitukseen ja fail-safe-ominaisuuteen. Ulkosiiven taittomekanismin fail-safe-ominaisuus perustuu alapintalevyn läheisyyteen nivelöityyn ulkosiipeen, jossa positiivinen nostovoima ei taita siipeä primäärisen lukituksen pettäessä. Ulkosiiven primäärilukituksen sijainti on esitetty kuvassa 2.13 sekä rakenne ja toiminta kuvassa 2.14. Ulkosiiven primäärilukitus voidaan aktivoida, kun ulkosiipi (1) on kiertynyt nivelen (2) ympäri lentoasentoon niin, että sisäsiipi (3) ja ulkosiipi (1) ovat täysin linjassa. Lukitusmekanismi aktivoidaan vapauttamalla sauva (4), jolloin vipu (5) liikkuu jousen (6) avulla lukitusasentoon aukkoon (7). Jousi (6) vetää vipua (5) saranan (8) ympäri, kunnes pysäytin (9) osuu ulkosiipeen niin, että vipu (5) pysähtyy linjaan sisä- ja ulkosiiven kanssa. Kun vipu (5) on linjassa sisä- ja ulkosiiven kanssa, vipu on nähtävissä ohjaamosta, ja lukkiutumisen toteutuminen voidaan varmistaa. Siipi voidaan poistaa lukituksesta vetämällä sauva (4). Sauva (4) on jäykkä, jotta vipu (5) ei pääse tippumaan lukitusasennosta jousen (6) rikkoutuessa. Toisaalta sauvan (4) rikkoutuessa vipu (5) pysyy lukitusasennossa jousen (6) avulla. [48]

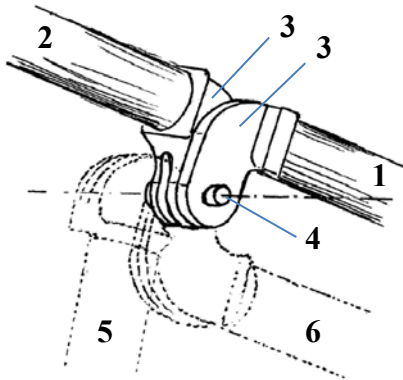


Kuva 2.13 Poikkileikkauskuva The Transitionin ulkosiiven taittomekanismista siiven taittuessa kohti taittoasentoa. (muokattu lähteestä [48])



Kuva 2.14 The Transitionin ulkosiiven primäärilukitus. (muokattu lähteestä [48])

The Transitionin siivekkeen ohjaus on toteutettu jäykällä sauvalla, joka on poikkileikkaukseltaan pyöreä. Siivekkeen ohjauksen jäykästä sauvasta käytetään nimitystä ohjausputki sekaannusten välttämiseksi. Ohjausputken rakenne ja toiminta esitetään kuvan 2.15 avulla. Ohjausputki on katkaistu siiven taitoskohdasta sisäsiiven puoleiseen osaan (1) ja ulkosiiven puoleiseen osaan (2). Ohjausputken osat on liitetty toisiinsa korvakepaloilla (3). Siiven taittuessa ulkosiiven ohjausputki (2) taittuu nivelen (4) ympäri asennon (5) kautta asentoon (6). Nivel (4) yhtyy nivelakseliin, jonka ympäri siipi taittuu. Asennoissa (5) ja (6) ohjausputken kertyminen estyy ja siiveke lukkiutuu neutraaliasentoon. Ohjausputki kiertyy ja siiveke toimii ainoastaan asennossa (4), jossa sisä- ja ulkosiiven ohjausputket ovat suorassa linjassa. [48]



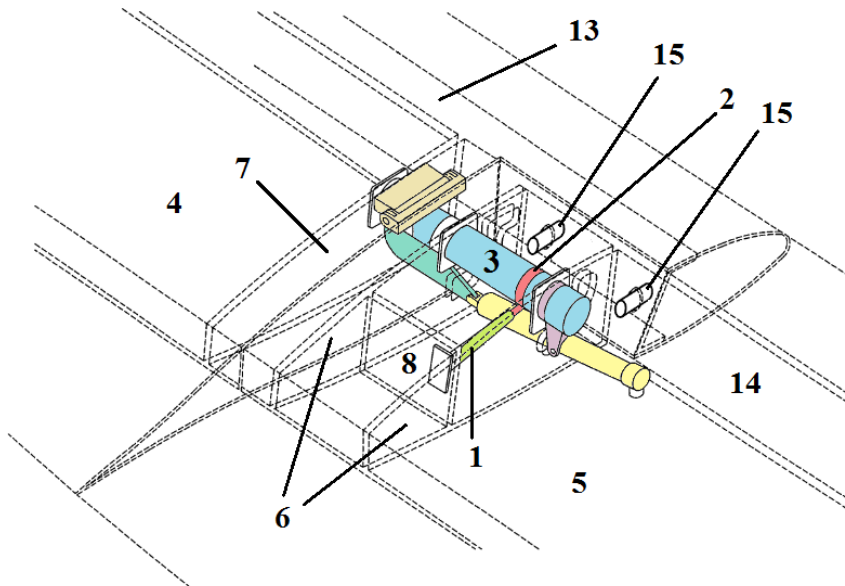
Kuva 2.15 The Transitionin siivekkeen ohjausputken liitos. (muokattu lähteestä [48])

2.3.3 Icon A5

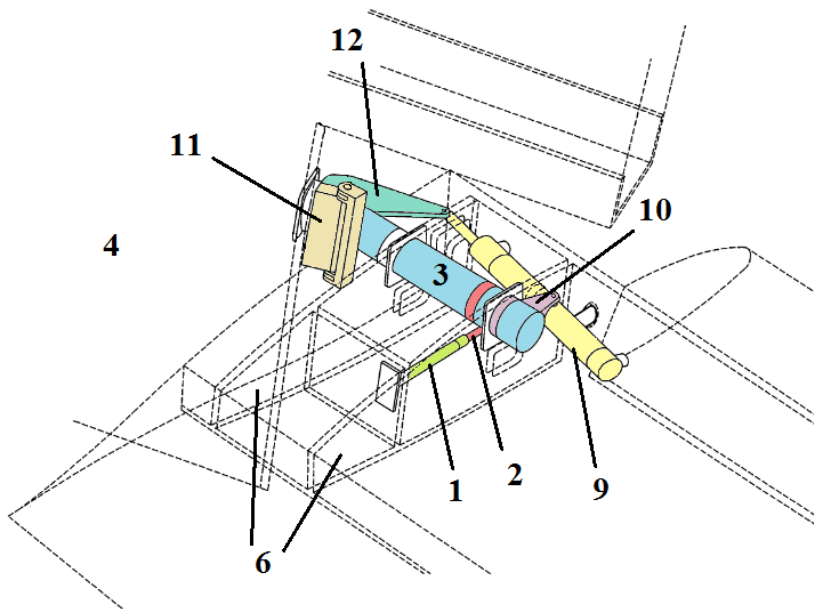
Icon A5 -koneen taittomekanismi koostuu kahdesta osamekanismista, joista käytetään nimityksiä kiertomekanismi ja kääntömekanismi. Siiven taittuessa kiertomekanismi kiertää ulkosiipeä 90 astetta siiven pituusakselin ympäri, jonka jälkeen kääntömekanismi kiertää ulkosiipeä 90 astetta kohti koneen pyrstöä. Kiertomekanismin rakenteet ja toiminta esitetään kuvien 2.16 ja 2.17 avulla. Kuvassa 2.16 siipi on lentoasennossa ja kuvassa 2.17 kiertynyt 90 astetta siiven pituusakselin ympäri ja noin 30 astetta kohti koneen pyrstöä. Kiertomekanismiin kuuluu kolme pääkomponenttia: lineaarinen aktuaattori (1), kampi (2) ja vääntöputki (3), joita on merkitty kuvissa 2.16 ja 2.17 vihreällä, punaisella ja sinisellä värillä. Kun aktuaattori (1) vääntää kammien (2) avulla vääntöputkea (3), ulkosiipi (4) kiertyy siiven pituusakselin ympäri suhteessa sisäsiipeen (5). Vääntöputki on tuettu siipikaariin (6) sisäsiivessä siten, että vääntöputki pääsee kiertymään oman pituusakselinsa ympäri. Koska vääntöputken tuenta ulkosiiven siipikaareen (7) on täysin jäykkä, kiertyy ulkosiipi vääntöputken mukana. Aktuaattori (1) on tuettu nivellisesti takasalkoon (8). [10]

Siiven kierrettyä 90 astetta siiven pituusakselin ympäri kiertomekanismin toiminta lakkaa ja kääntömekanismin toiminta alkaa. Icon A5 -koneen kääntömekanismin rakenne ja toiminta esitetään kuvan 2.17 avulla. Kääntömekanismiin kuuluu lineaarinen aktuaattori (9), aktuaattorin tukirakenne (10), sarana (11) sekä liitoslevy (12), joita on merkitty kuvissa 2.16 ja 2.17 keltaisella, vaaleanpunaisella, ruskealla ja turkoosilla värillä. Kun aktuaattori (9) työntää saranan (11) jäykästi ja aktuaattoriin (9) nivellisesti kiinnitettyä liitoslevyä (12), ulkosiipi kiertyy kohti koneen pyrstöä saranan (11) ympäri. Sarana (11) on kiinnitetty sisäsiiven puolelta jäykästi vääntöputkeen (3) ja ulkosiiven puolelta jäykästi siipikaareen (7). Aktuaattori

(9) on kiinnitetty jäykästi tukirakenteella (10) vääntöputkeen (3). Sarana (11) siirtää ulkosiiven painosta aiheutuvat kuormat vääntöputkelle (3), josta kuormat siirtyvät sisäsiiven siipikaarille (6) siipikotelon kannettavaksi. Siiven taittuessa takaisin lentoasentoon taittomekanismi toimii käänteisesti samojen periaatteiden mukaisesti kuin siiven taittuessa taittoasentoon. [10]



Kuva 2.16 Icon A5 -koneen siiven taittomekanismi lentoasennossa. (muokattu lähteestä [10])



Kuva 2.17 Icon A5 -koneen siiven taittomekanismi ulkosiiven kierryttyä 90 astetta siiven pituusakselin ympäri ja noin 30 astetta kohti koneen pyrstöä. (muokattu lähteestä [10])

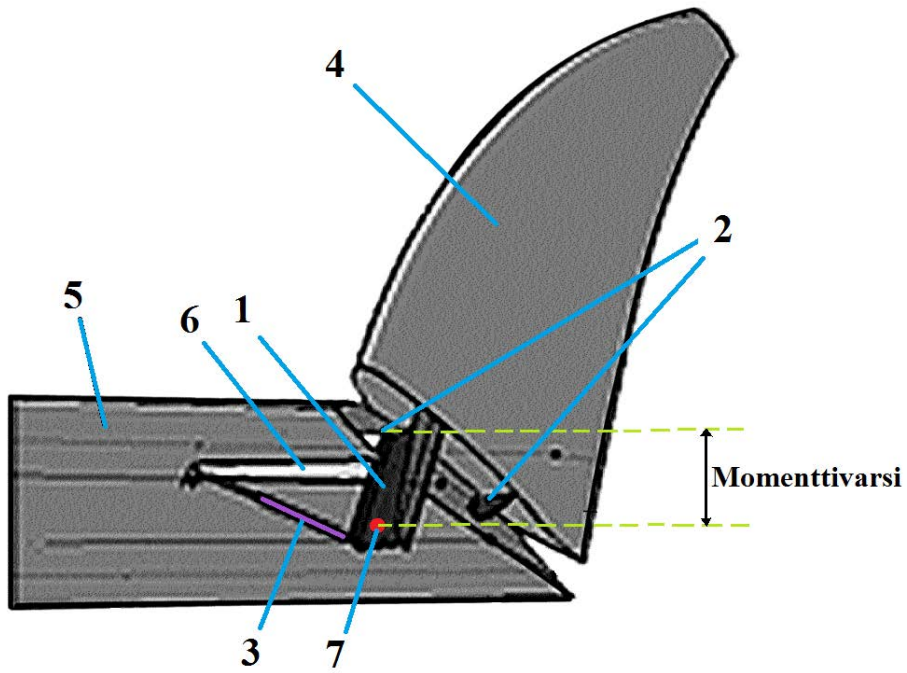
Icon A5 -koneen taittomekanismissa lentokuormat eivät kulje siiven taittomekanismin läpi, lukitustappeja lukuun ottamatta, mikä on suuri etu verrattuna perinteisiin ratkaisuihin. Icon A5 -koneen taittomekanismissa ulko- ja sisäsiiven etusalot (13) ja (14) asettuvat kuvan 2.16 mukaisesti taittomekanismin kohdalla limittäin, kun salot ovat yhdensuuntaiset ja siipi lentoasennossa. Taittomekanismi lukkiutuu tappien (15) työntyessä ulko- ja sisäsiiven salkojen reikien läpi. Taittomekanismin ollessa lukittu siiven lentokuormat kulkeutuvat salkojen mutta eivät taittomekanismin rakenteiden tai laitteiden läpi. Tapit siirtävät ulkosiiven salon (13) lentokuormat sisäsiiven salolle (14), jolloin tappeihin syntyy suuria leikkausvoimia ja salkojen uumiin suuria jännityskeskittymiä, jotka on otettava huomioon rakennesuunnittelussa. Tappeihin kohdistuvia voimia voidaan pienentää kasvattamalla tappien etäisyyttä taittomekanismin nivelakseliin, jolloin tappien kantaman siiven taivutusmomentin momenttivarssi suurenee. Tappien liikuttelu vaatii oman mekanisminsa, jota ei ole kuvissa 2.16 ja 2.17 esitetty. [10]

2.3.4 Boeing 777-9X

Boeing 777-9X -koneen taittomekanismi koostuu kuvan 2.18 mukaisesti lisäsalosta (1), saranosta (2), aktuaattorin tangosta (3) sekä tarkemmin määrittelemättömästä aktuaattorista. Kuva 2.18 esittää Boeing 777-9X -koneen taittomekanismin rakennetta, kun siipi on taitettu taittoasentoon, jossa ulkosiipi (4) muodostaa 90 asteen kulman sisäsiiven (5) kanssa. Kun aktuaattori työntää aktuaattoriin ja lisäsalkoon (1) nivellisesti kiinnitettyä tankoa (3), ulkosiipi kiertyy lentoasennosta saranoiden (2) ympäri kohti taittoasentoa. Lisäsalko on joko kiinnitetty ulkosiiven etusalkoon tappiliitoksella, tai vaihtoehtoisesti lisäsalko on integraalirakenne ulkosiiven etusalon kanssa eli jatke ulkosiiven etusalolle. Saranat (2) on kiinnitetty pulttiliitoksilla jäykästi sisäsiiven salkoihin ja yläpintalevyyn. Sisäsiivessä on alapintalevyssä aukko (6), jonka läpi lisäsalko kulkeutuu, kun siipi taittuu takaisin lentoasentoon. Siipi taittuu lentoasentoon samalla periaatteella kuin taittoasentoon.

Boeing 777-9X -koneen taittomekanismin lukitus toimii samalla tavalla kuin Icon A5 -koneen taittomekanismin lukitus. Erona Icon A5 ja Boeing 777-9X -koneiden taittomekanismien lukituksissa ovat lukkiutuvat salot: Icon A5 -koneessa lukkiutuvat sisä- ja ulkosiiven etusalot ja Boeing 777-9X -koneessa sisäsiiven etusalko ja ulkosiiven lisäsalko (1). Boeing 777-9X -koneen taittomekanismi lukitaan lähellä lisäsalon vapaata reunaa sijaitsevan reiän (7) läpi työnnettävällä tapilla – joita voi olla useita. Tappia liikutetaan erillisellä aktuaattorilla. Tappi sijaitsee mahdollisimman lähellä lisäsalon vapaata reunaa, jotta kuormia kantavien rakenteiden momenttivarren pituus olisi mahdollisimman suuri. Boeing 777-9X -koneessa suoran näköyhteyden saaminen lukituksen toteutumisesta on ongelma, jota Boeing ei ole vielä ratkaissut. [3]

Boeing 777-9X -koneessa käytetään lisäsalkoa, koska lisäsalkoon perustuva taittomekanismi on yksinkertainen ja kevyt. Taittomekanismin keveys perustuu suurelta osin ulkosiiven kuormia kantavien rakenteiden suureen momenttivarteeseen. Boeingin taittomekanismissa ulkosiiven kuormia kantavien rakenteiden momenttivarssi on kuvan 2.18 mukaisesti saranoiden (2) ja lisäsalon reiän (7) välinen etäisyys. Lisäsalon käyttö lisää momenttivartta huomattavasti verrattuna tavalliseen ratkaisuun, jossa ulkosiiven kuormia kantavien rakenteiden momenttivarssi voi olla, ilman siiven ulkopuolelle kiinnitettäviä lisärakenteita, suurimmillaan siiven paksuus. Suurempi momenttivarssi pienentää tappeihin kohdistuvia voimia, mikä pienentää tappien ja muiden taittomekanismin lukitusrakenteiden painoa. [3]



Kuva 2.18 Boeing 777-9X-koneen siiven taittomekanismi taittoasennossa. (muokattu lähteestä [3])

3 Taittomekanismikonseptien esittely, arviointi ja vertailu

3.1 Suunniteltavan koneen esittely ja taittomekanismin suunnittelun vaatimukset

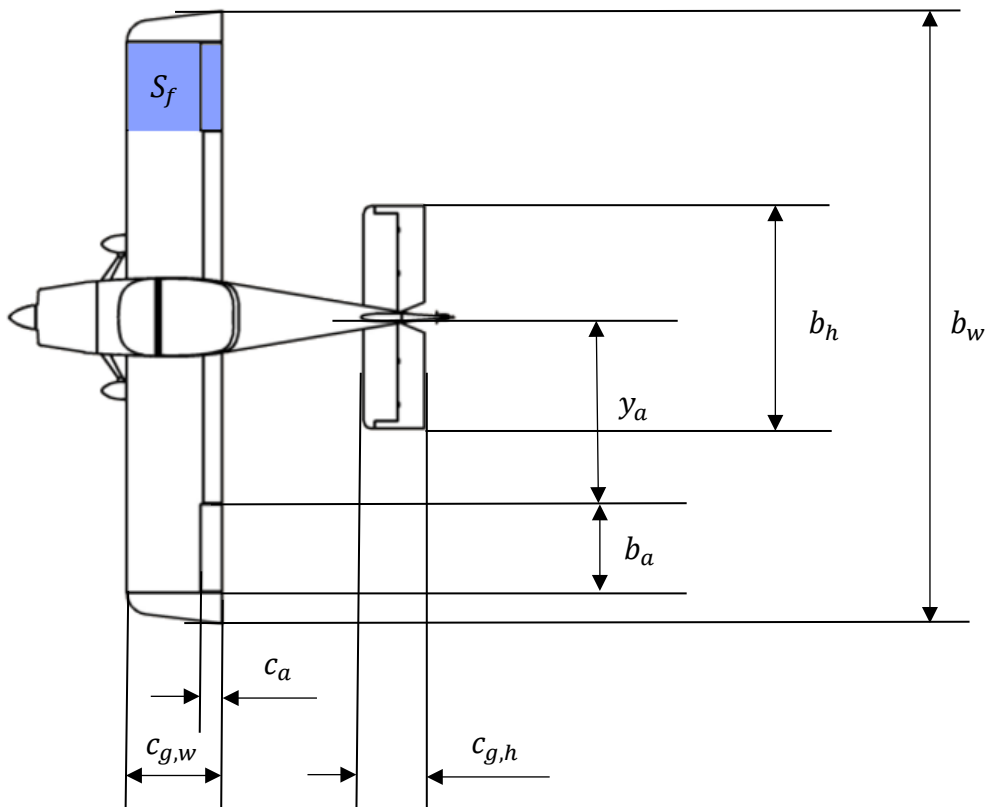
Suunniteltavan koneen konsepti määräytyy valmistajan asettamien vaatimusten mukaisesti. Tarkkaa koneen konseptia ei esitetä, mutta keskeisimmät piirteet tuodaan esille. Siiven taittomekanismin suunnittelussa keskeisessä asemassa ovat koneen paino ja siiven ominaisuudet. Suunniteltavan koneen paino määritetään viranomaisvaatimusten mukaisesti, ja siiven ominaisuudet saadaan käyttämällä referenssikoneen siiven ominaisuuksia. Siiven taittomekanismin suunnittelun pohjana toimivat siiven taittomekanismille asetetut vaatimukset, jotka voidaan jakaa kahteen luokkaan: viranomaisvaatimuksiin ja muihin vaatimuksiin. Viranomaisvaatimusten tarkoitus on lähinnä taata koneen turvallinen operointi, kun taas muut vaatimukset liittyvät ainakin kaupallisissa projekteissa nettonykyarvon maksimointiin. Monia lentokoneprojekteja toteutetaan myös harrastemielessä ilman voittotavoitteita, jolloin muut vaatimukset perustuvat lähinnä valmistajan mieltymyksiin. Jako kaupallisiin ja harrastekäytön koneisiin on siinä mielessä merkittävä, että ilmailuviranomaisten asettamat vaatimukset riippuvat siitä, suunnitellaanko kone kaupalliseen vai harrastekäyttöön.

3.1.1 Suunniteltavan koneen konsepti ja parametrit

Torenbeekin [50] esittämien lentokoneprojektivaiheiden määritelmien mukaisesti suunniteltavan koneen kehitys on konseptisuunnitteluvaiheessa (*conceptual design*). Kone on pieni ja kevyt yläsiipinen lentokone, joka suunnitellaan lähtökohtaisesti ultrakevyiden lentokoneiden luokkaan (painoraja 600 kg). Suunniteltavan koneen tunnusomaisin piirre on taittuva siipi, jonka suunnittelua tämä työ koskee. Siipikonsepti riippuu koneessa käytetystä taittomekanismikonseptista: Jos suunniteltavassa koneessa käytetään taittomekanismikonseptia A1 tai A2, siipikonsepti on streevaton. Jos suunniteltavassa koneessa käytetään taittomekanismikonseptia B, siipikonsepti on streevallinen. Koneessa ei voida taittaa siipeä aivan tyvestä, koska kaksi pyrstöpuomia kiinnittyy siipeen lähelle tyveä. Koneen työntövoima tuotetaan sellaisen hybridimoottorin avulla, jossa normaali lentopolttoaine antaa käyttötehon työntövoimaa tuottavalle sähkömoottorille.

Suunniteltavassa koneessa käytetään lähtökohtaisesti valmista Van's Aircraftin RV-9-koneen siipeä. RV-9 on alasiipikone, jolloin sen siipi on niin vahva, että se kykenee kantamaan lentokuormat ilman streevää. Koska suunniteltavassa koneessa käytetään RV-9-koneen siipeä, suunniteltavan koneen siiven parametreina käytetään RV-9-koneen siiven parametreja. RV-9-konetta käytetään alustavasti myös pyrstön osalta referenssikoneena suunniteltavalle koneelle, joten suunniteltavan koneen korkeusvakaimen parametrien arvoina käytetään RV-9-koneen parametrien arvoja. Suunniteltavan koneen kannalta keskeisimmät RV-9-koneen dimensioid on merkitty kuvaan 3.1, jossa on esitetty RV-9-koneen piirros ylhäältä katsottuna. Kuvaan 3.1 sinisellä merkitty pinta-ala S_f kuvaan siiven pinta-alaa, joka muodostuu ohjainpinnan jättöreunalta johtoreunalle jänteen suuntaisesti kulkevien reunaviivojen ja niiden kuvitteellisten jatkeiden välille. Pinta-ala S_f on aerodynaamisten kuormien määrittämisessä tarvittava parametri. Kuvan 3.1 dimensioiden arvot on merkitty taulukkoon 3.1, johon on merkitty myös siiven paksuus t . Kuvan 3.1 dimensioid voidaan selittää seuraavasti:

- b_w , siiven kärkiväli
- b_h , korkeusvakaimen kärkiväli
- b_a , siivekkeen kärkiväli
- y_a , siivekkeen reunan etäisyys koneen keskilinjalta
- $c_{g,w}$, siiven geometrinen keskijänne
- $c_{g,h}$, korkeusvakaimen geometrinen keskijänne
- c_a , siivekkeen jänne



Kuva 3.1 RV-9-koneen piirros ylhäältä katsottuna. (muokattu lähteestä [51])

Taulukko 3.1 Suunniteltavan koneen dimensiot, jotka vastaavat kuvan 3.1 arvoja. [51]

b_w (m)	b_h (m)	b_a (m)	y_a (m)	$c_{g,w}$ (m)	$c_{g,h}$ (m)	c_a (m)	t (m)
8,50	3,14	1,25	2,58	1,32	0,83	0,28	0,135

RV-9-koneen siipiprofiili on Roncz RV6T, jonka ominaisuuksista ei ole saatavilla julkista tietoa. Tästä syystä suunniteltavan koneen siipiprofiilin on arvioitu olevan sama kuin RV-sarjan muissa koneissa, joissa on käytetty NACA 23013.5 -profiilia (*national advisory committee for aeronautics*). [52] NACA 23013.5 -siipiprofiilin aerodynaamisia ominaisuuksia ei ole määritetty kokeellisesti, joten suunniteltavan koneen aerodynaamisina ominaisuuksina

käytetään NACA 23012 -profiilin ominaisuuksia, joiden voidaan olettaa olevan hyvin lähellä NACA 23013.5 -profiilin ominaisuuksia. Suunniteltavan koneen aerodynaamisten kuormien laskennassa tarvitaan seuraavia siipiprofiilin ominaisuuksien parametreja: profiilin nostovoimakertoimen kaltevuus c_{l_α} , profiilin pituusmomenttikerroin c_m ja profiilin nol-lavastuskerroin c_{d_0} . NACA 23012 -profiilin parametrien arvot saadaan lähteestä [53], jossa parametrien arvot on määritetty tuulitunnelikokeella. Lähteen [53] tuulitunnelikokeissa on käytetty Reynoldsin lukuna arvoa $Re = 4,5 \cdot 10^6$, jota voidaan pitää liian suurena suunniteltavan koneen tarpeiden näkökulmasta. Liian suuren Reynoldsin luvun käytöstä seuraava virhe jää kuitenkin pieneksi eikä siten ole merkityksellinen siipiprofiilin parametrien määrittämisessä.

Suunniteltavan koneen parametrien c_{l_α} , c_m ja c_{d_0} arvot on merkitty taulukkoon 3.2, johon on merkitty myös RV-9-koneen siiven ja korkeusvakaimen pinta-alojen S ja S_h arvot. RV-9 ei sovellu suoritusarvojen osalta referenssikoneeksi suunniteltavalle koneelle, koska suunniteltava kone on kevyempi ja suunniteltavan koneen nopeudet ovat pienemmät kuin RV-9-koneen. Luvun 4 aerodynaamiset kuormat lasketaan käyttämällä ilmailuviranomaisten vähimmäisvaatimuksia suoritusarvoille, lukuun ottamatta matkalentokorkeutta H . Suunniteltavan koneen matkalentokorkeudeksi arvioidaan sellainen korkeus, joka voisi olla lähitulevaisuudessa toteutettavissa hybridikäyttöisellä ultrakevyellä koneella. Matkalentokorkeuden arvioinnissa käytetään apuna tietoa Airbusin kehittämän sähkökäyttöisen E-Fan 2.0 -koneen ominaisuuksista. E-Fan 2.0 -koneen on suunniteltu aloittavan lennot vuonna 2017 [54]. [51]

E-Fan 2.0 -koneessa käytetään suunniteltavan koneen tavoin sähkömoottoria, joten suunniteltavan koneen ja E-Fan 2.0 -koneen työntövoimakapasiteettien oletetaan vastaavan toisiaan. E-Fan 2.0 myös painaa likimain saman verran kuin suunniteltava kone. Lentokoneen työntövoimakapasiteetti ja paino vaikuttavat merkittävästi lentokorkeuksiin, joten E-Fan 2.0 -koneen matkalentokorkeutta voidaan pitää hyvänä referenssinä suunniteltavan koneen matkalentokorkeudelle. Kun oletetaan sähkömoottorien ominaisuuksien kehittyvän lähivuosina, voidaan myös olettaa lentokorkeuksien kasvavan. Näin ollen suunniteltavan koneen matkalentokorkeutena käytetään RV-9 ja E-Fan 2.0 -koneiden keskiarvoa, joka on suurempi kuin E-Fan 2.0 -koneen matkalentokorkeus. Suunniteltavan koneen matkalentokorkeus H on merkitty taulukkoon 3.2. Lentokorkeus ei vaikuta merkittävästi siiven kuormittumiseen, eikä sen tarkka määrittäminen ole siksi oleellista. Lisäksi matkalentokorkeutena käytetään aina konservatiivisinta arvoa, joten usein lentokorkeutena käytetään merenpinnan tasoa. [51, 55]

Taulukko 3.2 Suunniteltavan koneen siiven parametreja ja lentokorkeus. [51, 53]

S (m ²)	S_h (m ²)	S_f (m ²)	c_{l_α} (1/deg)	c_{l_α} (1/rad)	c_m	c_{d_0}	H (m)
11,50	2,61	1,65	0,101	5,787	-0,100	0,015	1753

3.1.2 Viranomaisvaatimukset

Kaikkien lentokonetyyppien on täytettävä ilmailuviranomaisten vaatimukset. Suunniteltava kone suunnitellaan lähtökohtaisesti ultrakevyiden lentokoneiden luokkaan, jonka viranomaisvaatimuksista vastaa Suomen ilmailuviranomainen Tafi. Vaihtoehtoisesti kone voidaan suunnitella LSA-luokkaa, jos ultrakevyt luokka ei ole toteutettavissa. LSA-luokan viranomaisvaatimuksista vastaa ASTM International (*american society for testing and materials*). Tafi on asettanut ultrakevyille koneille vaatimukset sen mukaan, onko kone suunni-

teltu harrastekäyttöön vai kaupallisiin tarkoituksiin. Trafin mukaan kaupallisesti rakennettavien ultrakevyiden koneiden on täytettävä ilmailumääräysten AIR M5-10 [56] ja AIR M5-1 [57] vaatimukset sekä Lentoturvallisuushallinnon hyväksymän ultrakevyiden lentokoneiden tarkastuskäsikirjan [58] vaatimukset. Harrastekäyttöiselle ultrakevyelle lentokoneelle riittää ilmailumääräysten AIR M5-10 ja AIR M5-1 vaatimusten täyttäminen. LSA-luokan koneen on täytettävä ilmailumääräyksen ASTM F2245 [59] vaatimukset. [56]

Suunniteltavan koneen viranomaismääräyksiä käytetään ensisijaisesti Trafin AIR M5-10 -määräystä ja ultrakevyiden lentokoneiden tarkastuskäsikirjaa. Trafin määräyksiä täydennetään tarpeen mukaan LSA-luokan määräyksellä ASTM F2245. Trafin ilmailumääräyksessä AIR M5-1 ei määritellä sellaisia parametreja, jotka olisivat tämän työn kannalta kiinnostavia [57]. Taulukkoon 3.3 on merkitty määräyksen AIR M5-10 ja taulukkoon 3.4 määräyksen ASTM F2245 keskeisimmät vaatimukset. Taulukoissa 3.3 ja 3.4 V_s kuvaa koneen suurinta sallittua sakkausnopeutta ($CAS = calibrated\ airspeed$) ja n^+ ja n^- rajakuormien suurinta ja pienintä kuormitusmonikertaa, jotka koneen on kestävä. AIR M5-10 määrää ultrakevyen koneen MTOW-painoksi 300–450 kg riippuen siitä, onko kone yksi- vai kaksipaikkainen ja onko kone maa- vai vesilentokone. Ultrakevyiden koneiden painorajan odotetaan nousevan lähivuosina 600 kilogrammaan, joten suunniteltavan koneen MTOW-painona käytetään taulukkoon 3.3 merkittyä 600 kilogramman painoa.

Taulukko 3.3 Trafin asettamia vaatimuksia ultrakevyille lentokoneille. [56]

MTOW (kg)	V_s (km/h)	n^+	n^-
600	65	3,8	-1,5

Taulukko 3.4 ASTM-järjestön vaatimuksia LSA-luokan lentokoneille. [59]

MTOW (kg)	n^+	n^-
600	4,0	-2,0

3.1.3 Muut vaatimukset

Muut vaatimukset kattavat kaikki koneen ja taittomekanismin suunnittelun vaatimukset, joita ei ole viranomaisvaatimuksiin kirjattu. Muut vaatimukset eivät ole ehdottomia, mutta ne ovat kaupallisissa projekteissa edellytys kannattavalle projektille vapailla ja kilpailluilla markkinoilla. Tässä työssä paneudutaan vain kaupallisten projektien vaatimuksiin ja jätetään mahdolliset harrastekäytön vaatimukset tarkastelematta. Kaupallisten projektien kannattavuutta mitataan nettonykyarvon suuruudella. Lentokoneprojektin nettonykyarvon maksimointi onnistuu, hieman yksinkertaistaen, kun koneen suunnittelu- ja valmistuskustannukset minimoidaan ja myyntituotot maksimoidaan. Suunnittelu ja valmistuskustannusten lisäksi koneen käyttöön liittyy kustannuksia, joilla on merkittävä vaikutus koneen houkuttelevuuteen. [60]

Siiven taittomekanismiin liittyvät suunnittelu- ja valmistuskustannukset riippuvat pitkälti taittomekanismikonseptin yksinkertaisuudesta: mitä yksinkertaisempi konsepti, sitä pienemmät kustannukset. Suunnittelukustannuksiin vaikuttaa merkittävästi myös se, mihin luokkaan kone suunnitellaan. Esimerkiksi ultrakevyen luokkaan suunniteltavan koneen suunnittelukustannukset ovat selkeästi pienemmät kuin LSA-luokkaan suunniteltavan koneen. Koneen valmistuskustannukset voidaan jakaa valmistusprosessin kustannuksiin ja materiaali-

kustannuksiin. Valmistusprosessin kustannukset riippuvat käytettävän työvoiman kokonaiskustannuksista, valmistuslaitteiden hankinta- ja käyttökustannuksista sekä valmistus- ja varastotilojen käyttökustannuksista. Varsinkin työvoima- ja valmistuslaitteisiin liittyvät kustannukset pienenevät taittomekanismin yksinkertaistuessa. Myös materiaalivalinnat vaikuttavat valmistuskustannuksiin, mutta tässä työssä ei materiaalivalintoja optimoida sellaisella tarkkuudella, että materiaalikustannuksia olisi järkevä tarkastella tai vertailla. [61]

Koneen käytönaikaiset kustannukset muodostuvat suurimmilta osin huoltotoimenpiteiden aiheuttamista kustannuksista, kun polttoainekustannuksia ei oteta huomioon. Polttoainekustannukset riippuvat pitkälti koneen massasta, jonka merkitystä taittomekanismin suunnittelun kannalta pohditaan myöhemmin. Huolloista aiheutuvia kustannuksia voidaan pienentää yksinkertaisilla, luotettavilla ratkaisuilla, joiden huoltoväli on mahdollisimman pitkä ja huoltokertojen kustannukset mahdollisimman pieniä. Huoltokertojen kustannuksia voidaan pienentää käyttämällä sellaisia taittomekanismin rakenteita ja laitteita, jotka on helppo, nopea ja halpa tarkastaa ja korjata, mikä edellyttää yleensä suoran näköyhteyden saamista rakenteista. Lentokonerakenteiden tarkastuksissa voidaan käyttää myös ainetta rikkomattomia menetelmiä eli NDI-menetelmiä (*non-destructive inspection*), mutta rakenteiden korjaus vaatii aina pääsyä käsiksi rakenteisiin. NDI-menetelmiin liittyy myös merkittävä laitehankinnan kustannus. [61, 62]

Koneen huoltojen määrää voidaan pienentää käyttämällä luotettavia, verifioituja ratkaisuja ja ratkaisujen johdannaisia. Verifioitujen ratkaisujen käyttö on kuitenkin suunniteltavassa koneessa rajoitettua, koska suunniteltavan koneen kaltaisissa koneissa ei ole aiemmin juuri käytetty automaattisia siiven taittomekanismeja ja monet taittomekanismiratkaisut ovat patenttisuojattuja. Manuaalisten taittomekanismien rakenteet eivät usein eroa merkittävästi automaattisten mekanismien rakenteista, joten toteutuneita manuaalisia taittomekanismiratkaisuja on mahdollista käyttää taittomekanismin suunnittelun referenssinä. Taittomekanismin luotettavuutta voidaan lisätä pitämällä mekanismi yksinkertaisena. [61]

Lentokoneesta saatavia myyntituloja voidaan lisätä parantamalla koneen ominaisuuksia niin, että kone on ostajien näkökulmasta houkuttelevampi kuin muut samoilla markkinoilla olevat koneet. Koneen houkuttelevuutta voidaan lisätä parantamalla turvallisuutta ja käytettävyyttä sekä pienentämällä hankinta- ja käyttökustannuksia. Siiven taittomekanismin turvallisuutta ja käytettävyyttä voidaan parantaa taittomekanismilla, joka täyttää lähteessä [63] esitetyt vaatimukset. On syytä huomioda, että lähteen [63] vaatimukset eivät ole luonteeltaan virallisia, vaan pikemminkin asiantuntijan ehdotuksia käytännöllisen ja turvallisen taittomekanismin saavuttamiseksi. Tästä syystä vaatimusten järjellisyttä ja sovellettavuutta automaattisiin taittomekanismeihin on tarkasteltava kriittisesti. Käytettävyyteen liittyvät vaatimukset ovat: [63]

- 1) Siiventaittoon ei tarvita työkaluja eikä muita välineitä. Yksi pulttikiinnitys on kuitenkin vielä suotavaa.
- 2) Siipi on kyettävä taittamaan yhden henkilön voimin 13 m/s nopeudella puhaltavassa tuulissa.
- 3) Koneen painon pitää olla jakautunut tasaisesti kaikille renkaille kaikissa maa- tai vesikäytön tilanteissa, jotta kone ei kaadu helposti missään vaiheessa siipien taittoa.

Käytettävyyteen liittyvä vaatimus 1 liittyy automaattisissa siiven taittomekanismeissa siiven lukitukseen. Siiventaitto voidaan toteuttaa niin, että taitto tapahtuu automaattisesti mutta lukitus manuaalisesti. Käytettäessä manuaalista lukitusta, on vaatimuksen 1 mukainen lukitukseen liittyvä pulttikiinnitys mahdollinen mutta ei toivottava. Manuaalinen lukitus heikentää automaattisen siiven taittomekanismin käytettävyyttä, koska manuaalinen lukitus vaatii ohjaamosta poistumisen tai ulkopuolisen henkilön apua. Vaatimukset 2 ja 3 liittyvät koneen käytettävyyteen ja myös osittain turvallisuuteen tuulisissa olosuhteissa. Aktuaattorin ja mekanismin rakenteiden pitää olla mitoitettu niin, että aktuaattorin teho ja rakenteiden kestävyys ovat riittäviä tuulisissa olosuhteissa. Lisäksi tuulen vaikutus koneen maa- tai vesikäytön stabiiliuteen on otettava huomioon. Siiven taittuessa koneen painopiste ja tuulen vaikutus koneeseen muuttuvat, mikä on otettava suunnittelussa huomioon.

Siiven taittomekanismin turvallisen käytön vaatimukset ovat: [63]

- 1) Koneen ohjaukseen liittyvien rakenteiden virheellinen asentuminen pitää olla käytännössä mahdotonta.
- 2) Taittomekanismi on lukittava yksinkertaisella mekanismilla, jossa lukituksen toteutuminen on havaittavissa koneen ohjaamosta.
- 3) Visuaalista havaintoa taittomekanismin lukkiutumisesta ei voi koskaan saada, jos lukkiutumista ei ole tapahtunut.
- 4) Taittomekanismi ei saa kantaa lentokuormia.

Turvalliseen käyttöön liittyvä vaatimus 1 on merkittävä, koska virheellisesti asentunut ohjaus estää koneen ohjauksen ja johtaa suurella todennäköisyydellä onnettomuuteen. Monet manuaaliset siiven taittomekanismit on suunniteltu niin, että ohjaus kytkeytyy irti siiven taitoskohdassa, jolloin ohjauksen rakenteiden tai elektroniikan asentaminen takaisin on ongelma. [63] Täysin automaattisessa mekanismissa ohjauksen irti kytkemiselle ei ole tarvetta, mutta ohjaukseen liittyvien rakenteiden, elektroniikan ja hydrauliiikan jatkuvuus taittomekanismin läpi on toteutettava luotettavalla tavalla.

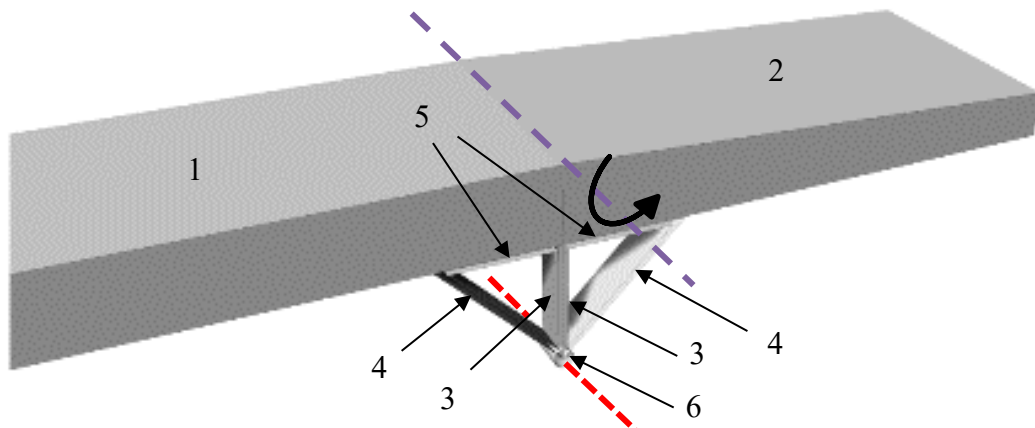
Vaatimukset 2-3 liittyvät siiven lukitsemiseen. Turvallisen lennon takaamiseksi siipi on kyettävä lukitsemaan lentoasentoon täydellä varmuudella. Suurin varmuus siiven lukkiutumisesta saadaan, kun siiven mekaanisesta lukkiutumisesta saadaan suora näköhavainto. Suoran näköhavainnon saaminen ohjaamosta on haastavaa mutta mahdollista. The Transitionin ulkosiiven primäärilukitus on hyvä esimerkki lukitusratkaisusta, jossa lukkiutumisesta saadaan suora näköhavainto ohjaamosta [48]. Siiven lukkiutuminen voidaan varmistaa myös ohjaamossa syttyvän merkkivalon avulla, mutta pelkän merkkivalon käyttö on riskialtista. Turvallisen maakäytön takaamiseksi siiven pitää lukkiutua siiventaiton aikana tapahtuvassa aktuaattorin häiriötilanteessa. [7, 33]

Vaatimuksen 4 mukaan siiven taittomekanismin ei pidä kantaa lentokuormia. Jos mekanismi on osa kantavaa rakennetta ja taittoasennossa avoin, se on erityisen altis ulkopuolisille kolhuille, jotka saattavat johtaa mekanismin rikkoutumiseen ja onnettomuuteen. [63] Lisäksi lentokuormien kulkeutuminen taittomekanismin läpi lisää taittomekanismin monimutkaisuutta, jäykkyysvaatimuksia ja painoa [10]. Koska taittomekanismin läpi kulkeutuviin lentokuormiin liittyy monia haittoja, useat taittomekanismit on suunniteltu niin, että taittomekanismi ei ole osa siiven kantavaa rakennetta [3, 10, 64].

3.2 Taittomekanismikonseptien rakenne ja toiminta

3.2.1 Konseptit A1 ja A2

Konseptien A1 ja A2 taittoperiaate on yksinkertainen niin, että siipi taittuu ylöspäin. Konseptien A1 ja A2 siiven taittomekanismit voidaan jakaa kahteen osaan: kääntömekanismiin ja lukitusmekanismiin. Konseptit A1 ja A2 eroavat toisistaan ainoastaan lukitusmekanismin osalta. Konseptissa A2 siiven alle kiinnitetään kuvan 3.2 mukainen tukirakenne, joka koostuu kahdesta kolmion muotoisesta sisä- ja ulkosiipeen (1) ja (2) kiinnitettävästä tukirakenteesta. Kolmion muotoiset tukirakenteet koostuvat kuvan 3.2 mukaisesti keskituista (3), vinoituista (4) ja siipeen kiinnitettävistä osista (5). Kun siipi taittuu kuvaan 3.2 violetilla katkoviivalla merkityn taiton nivelakselin ympäri, sisä- ja ulkosiiven tukikolmiot erkanevat toisistaan. Konsepti A lukitaan keskitukien kärjissä sijaitsevalla lukitustapilla (6), joka liikkuu akselilla, joka on merkitty kuvaan 3.2 punaisella katkoviivalla. Lukitustappia liikutetaan siipeen sijoitettavalla kevyellä aktuaattorilla, joka on kytketty lukitustappiin erikseen määrittelemättömällä mekanismilla. Siiven alle sijoitettavan tukirakenteen tarkoitus on pienentää etenkin siiven taivutusmomentin lukitustappiin synnyttämiä voimia, jolloin lukitustappi ja oletusarvoisesti myös lukitusmekanismi kevenevät.



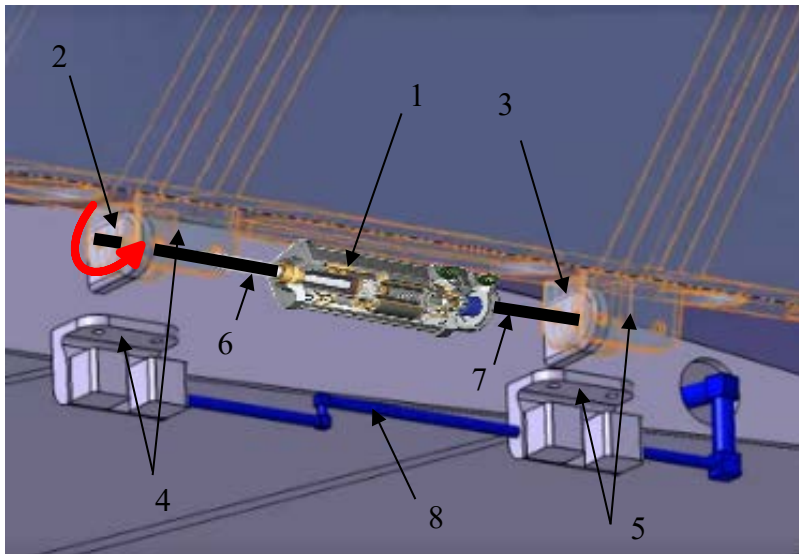
Kuva 3.2 Havainnollistava kuva konseptin A2 lukitusmekanismista, missä violetti katkoviiva kuvaa taiton nivelakselia ja punainen katkoviiva akselia, jolla lukitustappi liikkuu.

Konseptien A1 ja A2 kääntömekanismiin kuuluvat kaikki taittomekanismin rakenteet ja laitteet, jotka eivät kuulu lukitusmekanismiin. Konsepteissa A1 ja A2 käytetään samanlaista kääntömekanismia, joka vastaa rakenteiltaan ja toimintaperiaatteiltaan pitkälti tavallista, yleensä sotilaskoneissa käytettyä siiven taittomekanismia. Konsepteissa A1 ja A2 siiventaittokulma on kuitenkin noin 160 astetta, joka on tavallista suurempi, koska konsepteissa A1 ja A2 siipi taitetaan kaukaa siiven kärjestä. Kun siiven taittokohta on kaukana siiven kärjestä, koneesta saattaa tulla tuulisissa olosuhteissa epästabiili maa- tai vesikäytössä, jolloin pienet eli noin 90 asteen taittokulmat eivät ole mahdollisia (luku 3.1.4). Suuri siiven taittokulma on vaikea tuottaa tavanomaisella lineaarisella aktuaattorilla, joten konsepteissa A1 ja A2 käytetään pyörivän liikkeen tuottavaa aktuaattoria. Pyörivän liikkeen tuottavan aktuaattorin käyttö vaatii tavallisesta poikkeavia rakenneratkaisuja, jotka tekevät konseptien A1 ja A2 kääntömekanismista tavallisesta ratkaisusta poikkeavan.

Kuvassa 3.3 on esitetty konseptien A1 ja A2 kääntömekanismia havainnollistava kuva, jossa näkyy myös konseptin A1 lukitusmekanismi. Kuvan 3.3 taittomekanismi ei vastaa täysin

konseptien A1 ja A2 kääntömekanismeja, koska todellisuudessa konseptien A1 ja A2 aktuaattorin sekä taiton nivelakselin on sijoitettava yläpintalevyn tasolla, tai jopa sen yläpuolella. Konsepteissa A1 ja A2 aktuaattorin (1) ja yläkorvakkeiden (2) ja (3) sijoitus on ongelma, jota tarkastellaan tarkemmin konseptien arvioinnin yhteydessä luvussa 3.4.4. Lisäksi kuvan 3.3 alakorvakkeet (4) ja (5) ovat konsepteissa A1 ja A2 asetettu todellisuudessa kuvasta 3.3 poiketen pystytasoon, kuten myöhemmin luvussa 3.2.3 tarkennetaan.

Kuten kuvasta 3.3 nähdään, konseptien A1 ja A2 taittomekanismeissa aktuaattorin tuottama pyörimisliike välittyy aktuaattorin päähän kiinnitetyn akselitangon (6) välityksellä ulkosiiven etusalon yläkorvakkeelle (2), johon akselitanko (6) on kiinnitetty jäykästi. Aktuaattorin pyörimisakseli yhtyy taiton nivelakselin kanssa. Akselitanko (7) toimii yläkorvakkeen (3) tappina ja samalla tukee aktuaattoria (1). Akselitanko (7) on kiinnitetty jäykästi ulkosiiven takasaloon yläkorvakkeeseen (3). Konseptin A1 lukitus toteutetaan kuvan 3.3 mukaisella tappilukituksella, jossa ulko- ja sisäsiiven alakorvakkeet (4) ja (5) lukitaan paikoilleen tapilla. Tapit liikkuvat ohjaamosta annetulla signaalilla erillisellä aktuaattorilla tai suoraan mekaanisella kytkennällä. Kuvan 3.3 mekanismeissa tapit liikkuvat mekaanisen rakenteen (8) välityksellä. Suurella automaatioasteella lukitus voi tapahtua myös täysin automaattisesti.



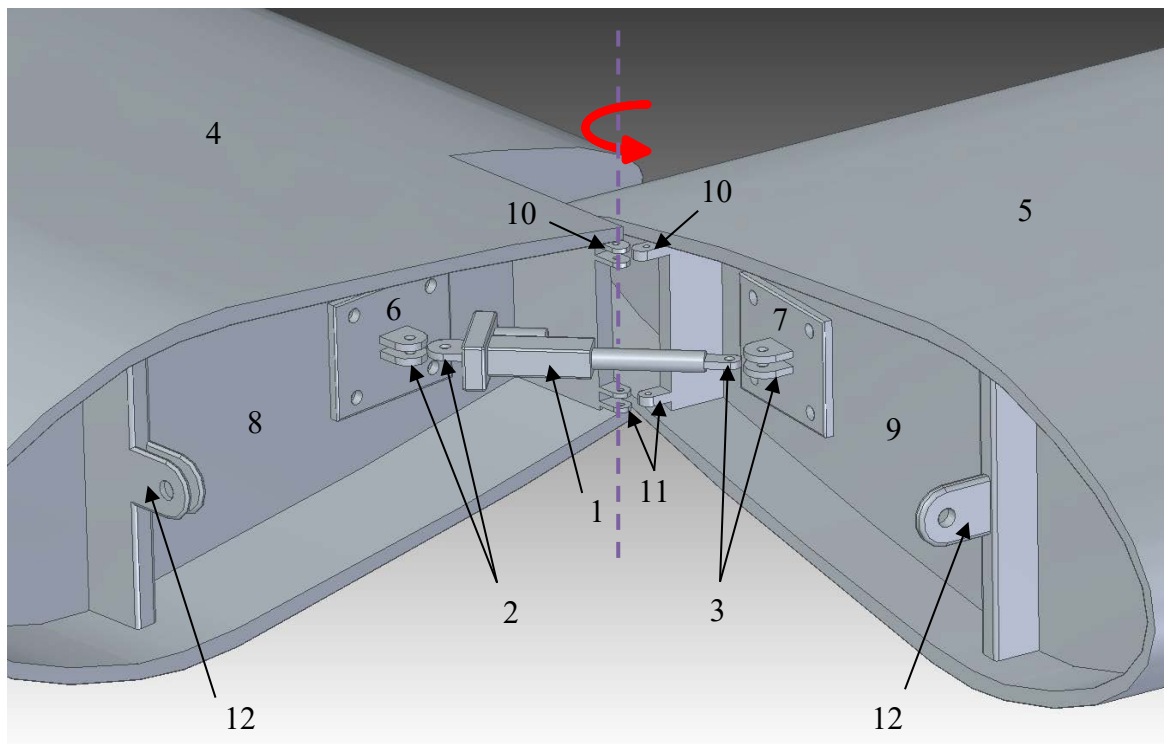
Kuva 3.3 Havainnollistava kuva konseptien A1 ja A2 kääntömekanismeista ja konseptin A1 lukitusmekanismista. (muokattu lähteestä [65])

3.2.2 Konsepti B

Konseptin B taittoperiaate on perään päin taittuva. Konseptissa B siipi taittuu taaksepäin 90 astetta niin, että siipi ei kieri lainkaan oman pituusakselinsa ympäri, mikä on harvinainen taittoratkaisu. Konseptin B kaltaista manuaalista siiventaaittoa on käytetty joissakin konetyypeissä, mutta ainoastaan Aeromobil 3.0 -koneessa on käytetty konseptin B kaltaista, koneen varastointitilan pienentämiseksi suunniteltua automaattista siiventaaittoa (luku 2.1.3). Konseptin B kaltaisesta siiven taittavia eli nuolikulmaa kasvattavia konfiguraatiota muuttavia koneita on tosin toteutettu useita (luku 2.1.2). Suurin ero konseptin B ja konseptin B kaltaisten toteutuneiden konseptien välillä on siiven taittokohta: yleensä nuolikulmaa kasvattavissa konsepteissa siipi taittuu tyvestä, mutta konseptissa B siipi taittuu noin metrin etäisyydeltä siiven tyvestä. Lisäksi konseptissa B käytetään streevaa, mikä erottaa konseptin B monista muista toteutuneista konsepteista, kuten Aeromobil 3.0 -koneen konseptista. Streeva kantaa

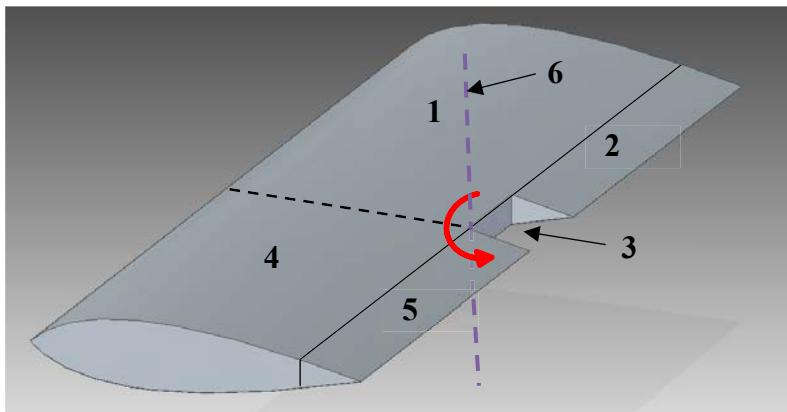
konseptissa B siiven painon ja aerodynaamisten voimien synnyttämän ulkosiiven taivutusmomentin (ideaalisesti) sekä vähentää siiven taittokohdassa vaikuttavia leikkausvoimia. Streeva kiertyy mukana siiventaitossa, joten streevan kiinnitys runkoon on oltava nivellinen.

Kuvassa 3.4 on esitetty konseptin B taittomekanismia havainnollistava kuva, jossa siipi on taittunut lähelle taittoasentoa. Kuten kuvasta 3.4 nähdään, konseptissa B käytetään lineaarista aktuaattoria (1), jonka käyttöä perustellaan myöhemmin. Aktuaattori kiinnittyy korvakkeiden (2) ja (3) välityksellä nivellisesti sisä- ja ulkosiipeen (4) ja (5) kiinnitettyihin suorakulmion muotoisiin metallipaloihin (6) ja (7). Suorakulmion muotoiset metallipalat kiinnittyvät jäykästi sisä- ja ulkosiiven siipikaariin (8) ja (9) helposti irrotettavilla pulttiliitoksilla. Kun aktuaattori työntää ulkosiipeä, ulkosiipi kiertyy kuvaan 3.4 violetilla katkoviivalla merkityn nivelakselin ympäri punaisella merkityn nuolen osoittamaan suuntaan. Nivelakseli kulkee kuvan 3.4 mukaisesti takasalons ylä- ja alakorvakkeiden (10) ja (11) reikien läpi. Etusaloon kiinnittyy ainoastaan yksi korvakepari (12), koska konseptissa B sisä- ja ulkosiiven etusalons liitos on suunniteltu sellaiseksi, että liitos ei välitä siiven taivutusmomenttia. Kaikki korvakkeet ovat integraalirakenteita korvakepalojen kanssa. Korvakepalat kiinnittyvät helposti irrotettavilla pulteilla salkoihin. Siipi lukitaan lentoasentoon etusalons korvakkeiden ja lukitustappin avulla. Kun etusalons korvakkeet asettuvat lentoasennossa kohdikkain, lukitustappi liikkuu korvakkeiden (12) reikien läpi estäen siiven taittumisen. Lukitustappi liikkuu konseptissa B samalla tavalla kuin konsepteissa A1 ja A2 eli erillisellä aktuaattorilla tai suoraan mekaanisella kytkennällä.



Kuva 3.4 Havainnollistava kuva konseptin B taittomekanismista, kun siipi on taittunut lähelle taittoasentoa. Kuvassa sisä- ja ulkosiipi sekä aktuaattori ovat hiukan irrallaan toisistaan, jotta liitokset näkyvät paremmin.

Konseptissa B siipi ei taitu tyvestä, kuten tavallisissa manuaalisissa konseptin B kaltaisissa taittomekanismeissa, mikä on ongelma konseptin B toteutuksessa. Koska konseptissa B siipi ei taitu tyvestä ja toisaalta taittuu takasalon kanssa samalla tasolla kulkevan nivelakselin ympäri, ilman erillisiä rakenneratkaisuja sisä- ja ulkosiiven laipat estävät siiven taittumisen. Tilannetta on havainnollistettu kuvalla 3.5, jossa on esitetty yksinkertainen ratkaisu konseptin B sisä- ja ulkosiiven laippojen toteutuksen ongelmaan. Kuten kuvasta 3.5 nähdään, kun sisäsiiven (1) laipasta (2) katkaistaan pala pois, syntyy sisäsiiven laippaan aukko (3), joka mahdollistaa ulkosiiven (4) ja ulkosiiven laipan (5) kiertymisen nivelakselin (6) ympäri siiven taittuessa. Aukkoa (3) voidaan pienentää asentamalla sisä- ja ulkosiiven laippojen kytkeäkseen mekanismi, joka mahdollistaa sisä- ja ulkosiiven laippojen liikuttamisen vastakkaisiin suuntiin siiven taittuessa. Mekanismi on hankala toteuttaa, kuten luvussa 2.1.3 esitelty Naumannin mekanismi [49] osoittaa. Naumannin mekanismi mahdollistaa sisä- ja ulkosiiven laipan samansuuntaisen liikutuksen siiven taittuessa, mutta mekanismi on varsin monimutkainen eikä mahdollista sisä- ja ulkosiiven laippojen liikutusta vastakkaisiin suuntiin. Näin ollen konsepti B toteutetaan taitossa neutraaliasentoon lukkiutuvilla sisä- ja ulkosiiven laipoilla ja kuvan 3.5 mukaisella sisäsiiven laipan aukolla (3).



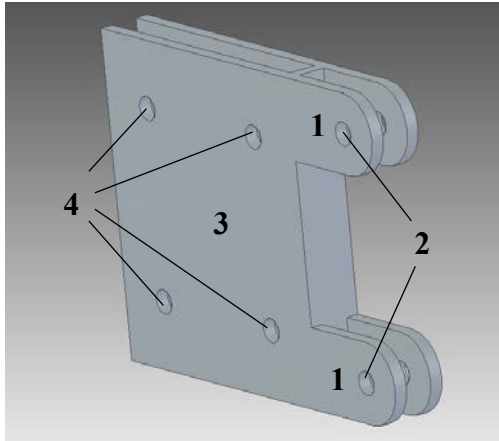
Kuva 3.5 Konseptissa B sisä- ja ulkolaippa estävät siiventaiton ilman erillisiä rakenneratkaisuja. Yksinkertaisin rakenneratkaisu siiventaiton mahdollistamiseksi on kuvassa esitetty ratkaisu, jossa sisäsiiven laipasta on katkaistu pala pois saranan vierestä.

3.2.3 Korvakepalat ja rakenteiden vauriosietoisuus

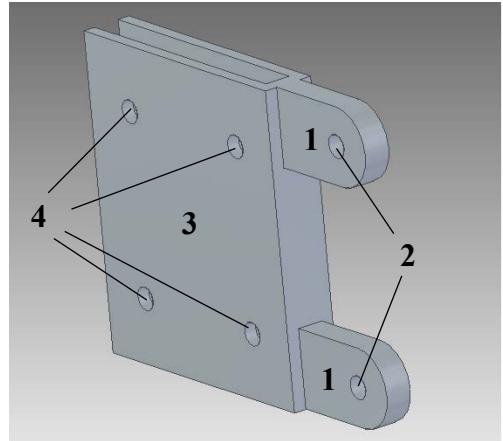
Ulko- ja sisäsiipi kiinnitetään kaikissa konsepteissa toisiinsa korvakepaloilla. Kaikki korvakepalat jaetaan karkeasti kahteen osaan: salkoon kiinnitettävään osaan ja korvakkeisiin. Kuvissa 3.6 (a) ja (b) on esitetty konseptien A1 ja A2 sisä- ja ulkosiiven korvakepalat. Kuten kuvista 3.6 (a) ja (b) nähdään, sisäsiiven korvakepala sisältää neljä korvaketta (1) ja ulkosiiven korvakepala kaksi korvaketta (1). Sisä- ja ulkosiiven korvakkeet kiinnittyvät toisiinsa korvakkeiden reikien (2) läpi työnnettävillä tapeilla. Sisä- ja ulkosiiven korvakkeet kiinnittyvät jäykästi salkoihin kiinnitettävään osaan (3), joka kiinnitetään salkoon reikien (4) läpi työnnettävillä pulteilla. Pultit voivat olla Hi-Lok tai Taper-lok-tyyppisiä pultteja, jotka on helppo asentaa ja poistaa ja jotka kantavat hyvin leikkauskuormia [62].

Kuvissa 3.7 (a) ja (b) on esitetty konseptin B etusalkoon ja kuvissa 3.8 (a) ja (b) konseptin B takasalkoon kiinnittyvät sisä- ja ulkosiiven korvakepalat. Kuten kuvista 3.7 (a) ja (b) sekä 3.8 (a) ja (b) nähdään, konseptin B etu- ja takasalkoon kiinnittyvät korvakepalat koostuvat konseptien A1 ja A2 korvakkeiden tavoin korvakkeista (1), salkoon kiinnittävistä osista (3),

sekä tappien ja pulttien rei'istä (2) ja (4). Konseptin B etusalkoon kiinnittyvissä korvakepaloissa on kuitenkin vähemmän korvakeita kuin konseptien A1 ja A2 korvakepaloissa: konseptin B etusalkoon kiinnittyvässä sisäsiiven korvakepalassa on kaksi korvakea ja ulkosiiven korvakepalassa yksi korvake, joten konseptin B etusalon korvakkeet eivät kannata siiven taivutusmomenttia. Kuvissa 3.8 (a) ja (b) esitetyt konseptin B takasalon korvakepalat vastaavat konseptien A1 ja A2 korvakeita muuten, mutta konseptin B takasalon korvakkeet ovat kiertyneet 90 astetta verrattuna konseptien A1 ja A2 korvakkeisiin. Konseptin B takasalon korvakkeet ovat erisuuntaisia konseptien A1 ja A2 korvakkeiden kanssa, koska konseptissa B siiven taittosuunta eroaa 90 astetta konseptien A1 ja A2 siiven taittosuunnasta.

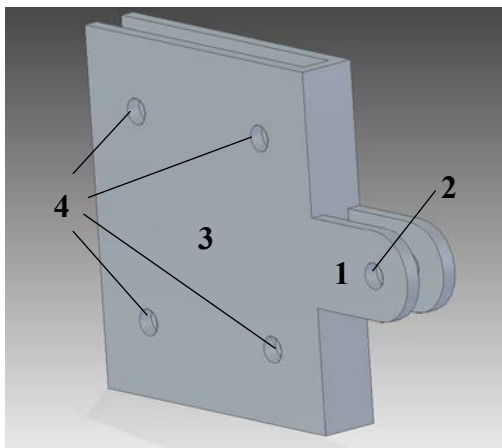


(a)

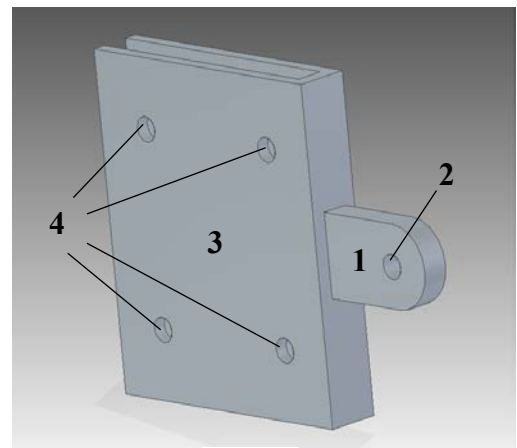


(b)

Kuva 3.6 Konseptien A1 ja A2 sisäsiiven korvakepala (a) ja ulkosiiven korvakepala (b).

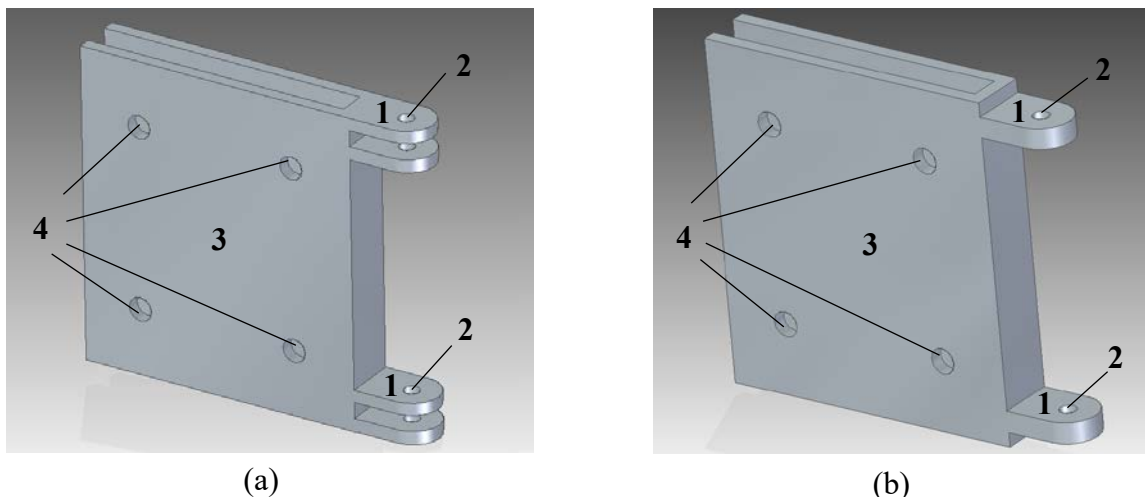


(a)



(b)

Kuva 3.7 Konseptin B etusalkoon kiinnittyvät sisäsiiven korvakepala (a) ja ulkosiiven korvakepala (b).



Kuva 3.8 Konseptin B takasalkoon kiinnittyvä sisäsiiven korvakepala (a) ja ulkosiiven korvakepala (b).

Konseptien taittomekanismeissa ei käytetä staattisesti määräämättömiä rakenteita, mutta rakenteet toteutetaan silti fail-safe-periaatteella. Taittomekanismeissa käytettävien rakenteiden fail-safe-ominaisuus toteutetaan rakenteilla, joilla on hyvä väsymiskestävyys, hidas särön kasvunopeus ja suuri murtumissitkeys. Taittomekanismien rakenteiden fail-safe-ominaisuuksien toteuttaminen hyvillä väsymiseen liittyvillä ominaisuuksilla on luontevaa, koska kaikissa konsepteissa rakenteet ovat silmämääräisesti tarkastettavissa siiven ollessa taittunut. Rakenteisiin ydintyneet säröt on helppo huomata, kun rakenteisiin saadaan suora näköyhteys ja säröt etenevät hitaasti ja laajoiksi ennen rakenteen pettämistä. Lisäksi rakenteiden säröt tai muut viat on helppo korjata, koska suurin osa konseptien taittomekanismeissa käytetyistä rakenteista, kuten korvakepalat, on suunniteltu helposti vaihdettaviksi. Konseptissa B käytetään lineaarista aktuaattoria, joka voi toimia fail-safe-rakenteena. Lineaarisen aktuaattorin toimiessa fail-safe rakenteena myös aktuaattorin kiinnitysten ja kiinnitysalustojen eli siipikaarien on kannettava lentokuormia, mikä on arvioitu konseptin B kannalta epäedulliseksi, eikä lineaarinen aktuaattori toimi konseptissa B fail-safe-rakenteena.

3.3 Aktuaattorin valinta

Lineaaristen ja pyörivän liikkeen tuottavien aktuaattorien ominaisuudet riippuvat moottori-, vaihteisto- ja säätöratkaisusta sekä siitä, onko aktuaattori sähkö- vai hydraulikäyttöinen. Lentokoneissa käytetään lähes poikkeuksetta lineaarisia aktuaattoreita. Lineaariset aktuaattorit on helpompi asentaa siipikotelon sisälle, ja niillä pystytään tuottamaan suurempia momentteja suhteessa aktuaattorin painoon kuin nivelakselille sijoitetulla pyörivällä aktuaattorilla. Lisäksi etenkin sähkökäyttöisillä lineaariaktuaattoreilla on lentokonekäyttöön riittävä tarkkuus ja suuri mekaaninen pitovoima. [30, 32] Näin ollen lineaarinen aktuaattori on ensisijainen vaihtoehto taittomekanismin aktuaattoriksi ja konseptissa B käytetään lineaarista aktuaattoria. Konsepteissa A1 ja A2 siiven suuri taittokulma estää lineaarisen aktuaattorin käytön, joten konsepteissa A1 ja A2 käytetään pyörivän liikkeen tuottavaa aktuaattoria.

Yleensä pienissä ja kevyissä koneissa ei käytetä hydraulista järjestelmää, joten täysin hydraulisten aktuaattorien käyttö on pienissä ja kevyissä koneissa epätavallista. Myöskään suunniteltavassa koneessa ei käytetä täysin hydraulista aktuaattoria. Täysin sähköinen aktuaattori

on arvioitu pitkälti luvun 2.2.5 tarkasteluihin perustuen sopivan paremmin siiven taittomekanismin aktuaattoriksi kuin sähköhydraulisen aktuaattorin, joten suunniteltavan koneen aktuaattoriksi valitaan täysin sähköinen aktuaattori. Täysin sähköisen aktuaattorin etuina verrattuna sähköhydrauliseen aktuaattoriin ovat keveys, edullisuus ja pitkä käyttöikä. Lisäksi täysin sähköinen aktuaattori on luotettavampi vaihtoehto, sillä se on ollut ensisijainen aktuaattorivaihtoehto toteutuneissa tai suunnitteluvaiheessa olevissa kevyissä koneissa, joissa siiven taittuminen on automatisoitu. Aeromaster Innovations -yrityksen Synergy-kone on yksi harvoista kevyistä siviilikoneista, jossa on suunniteltu käytettävän sähköhydraulista aktuaattoria siiventaamiseen. Synergyn kehitys on kuitenkin epävarmalla pohjalla, eikä konetta ole hyvä pitää referenssinä taittomekanismin suunnittelussa (luku 2.1.3).

Tärkeimmät täysin sähköisen aktuaattorin valinnassa huomioon otettavat tekijät ovat: aktuaattorin tuottama voima tai vääntömomentti, aktuaattorin massa sekä aktuaattorin pito-voima tai -momentti. Myös aktuaattorin nopeus ja energiankulutus ovat keskeisiä ominaisuuksia, mutta aktuaattorin nopeutta ja energiankulutusta ei tarkastella. Lentoteknisissä sovelluksissa on erityisesti huomioitava ympäristön lämpötilan suuri vaihteluväli [46] ja lineaarisissa aktuaattoreissa lineaarivaihteen pituus. [32] Siiven taittomekanismien aktuaattoreita käytetään vain maanpinnan tasolla, joten lentokorkeuksien vaikutusta ympäristön lämpötiloihin ei tarvitse huomioida. Täysin sähköisen aktuaattorin ohjaukseen ja säätöön liittyvien ominaisuuksien tarkastelu on jätetty tarkempaan suunnitteluun.

Lineaarisena aktuaattorina käytetään Duff-Nortonin valmistamaa täysin sähköistä TMD02-aktuaattoria, jonka lineaarivaihte on liukuruuvi. Liukuruuvivaihteistoa käyttävään aktuaattoriin on päädytty, koska liukuruuvivaihteisto täyttää taittomekanismin vaatimukset mutta on selvästi edullisempi kuin rulla- tai kuularuuvivaihteistolliset aktuaattorit. Lisäksi kuularuuvin pito-voima ei ole riittävä siiven taittomekanismille. TMD02-aktuaattorin parametrit on esitetty taulukossa 3.5. Kuten taulukosta 3.5 nähdään, TMD02-aktuaattorin tuottama voima F_{tuotto} on varmasti riittävä konseptille B, sillä konseptissa B siiventausta vastustaa ainoastaan taittomekanismin kitka ja siiven inertia-voimat. Myös TMD02-aktuaattorin pito-voima F_{pito} on riittävä konseptille B, sillä TMD02-aktuaattorin F_{pito} on jopa suurempi F_{tuotto} , mikä on siiven taittomekanismissa etu. Taulukon 3.5 parametrit l_1 ja l_2 kuvaavat aktuaattorin pienintä ja suurinta pituutta, m_a massaa ja ΔT ympäristön toimintalämpötilaa. TMD02-aktuaattorissa ei ole takaisinkytkentää, mutta TMD02 on modifioitavissa servo-käyttöiseksi. TMD02-aktuaattorin sähkömoottorina on käytetty harjallista tasavirtamoottoria. [66]

Pyörivän liikkeen tuottavana aktuaattorina käytetään Exlarin valmistamaa sähköistä Tritex II R2G090 -aktuaattoria, josta käytetään lyhyempää nimitystä Tritex II. Pyörivän aktuaattorin keskeisin valintaperuste on ollut aktuaattorin momentintuotto M_{tuotto} , joka on konseptille A1 ja A2 riittävä. Aktuaattorin tuottama momentti on oltava jonkin verran suurempi kuin taittomekanismin vaatima vääntömomentti T , jotta aktuaattorin ei tarvitse toimia aivan täydellä teholla ja toisaalta häiriötekijät, kuten tuulenpuuska, eivät vaikuta siiventaamiseen. Myös nivelten kitka lisää tarvittavaa vääntömomenttia, jos kitkaa ei ole vääntömomentin T määrittämisessä otettu huomioon. Konsepteissa A1 ja A2 vaadittavaa vääntömomenttia T tarkastellaan tarkemmin myöhemmin.

Taulukossa 3.6 on esitetty Tritex II -aktuaattorin tuottama momentti ja muut parametrit. Tritex II -aktuaattorilla ei ole mekaanista pitomomenttia, mutta tarpeen vaatiessa aktuaattoriin on asennettavissa jarrumeکانismi, jolla aktuaattorille saadaan konsepteissa A1 ja A2 riittävä

pitomomentti. Jarrumekanismi, jonka käyttö lisää aktuaattorin massaa 0,7 kilogrammalla, ei kuitenkaan kasvata aktuaattorin pitomomenttia niin paljon, että aktuaattori voisi toimia taittomekanismin fail-safe-rakenteena. Tritex II on servokäyttöinen, mutta vertailukelpoisuuden säilyttämiseksi taulukossa 3.6 esitetyt Tritex II -aktuaattorin massa m_a ja dimensiot l_a ja D_a eivät sisällä servokäytön ohjaukseen ja säätöön liittyvän elektroniikan massaa ja tilavaatimuksia. Tritex II -aktuaattorin sähkömoottorina on käytetty vaihtovirtamoottoria. [67]

Taulukko 3.5 Lineaarisen TMD02-aktuaattorin parametrit. [66]

F_{tuotto} (N)	F_{pito} (N)	m_a (kg)	l_{a1} (cm)	l_{a2} (cm)	ΔT (°C)
1112	1332	2,3	20,3	33,0	-29...50

Taulukko 3.6 Pyörivän Tritex II -aktuaattorin parametrit. [67]

M_{tuotto} (Nm)	m_a (kg)	l_a (cm)	D_a (cm)	ΔT (°C)
234,8	10,0	31,4	11,0	-40...65

3.4 Konseptien vertailu

3.4.1 Periaatteet

Taittomekanismikonseptien vertailu perustuu luvun 3.14 vaatimuksiin. Konseptien arviointi suoritetaan jakamalla arviointi neljään osa-alueeseen, jotka ovat:

- 1) konseptien keveys
- 2) konseptien turvallisuus
- 3) konseptien taloudellisuus ja toimivuus käytön aikana
- 4) konseptien toteutettavuus ja riskitekijät

Osa-alueita arvioidaan yhden desimaalin tarkkuudella asteikoilla 1-3 niin, että luku kolme kuvaa osa-alueen suhteen erinomaisinta ja luku yksi heikointa mahdollista konseptia. Osa-alueiden kokonaisarvio saadaan, kun osa-alueiden arvioille lasketaan keskiarvo, jossa arviota konseptin keveydestä on painotettu kertoimella kaksi. Kokonaisarvioita vertailemalla voidaan päättää konseptien paremmuus ja toteutettavaksi valittava konsepti: suurimman arvon saavuttanut konsepti on paras ja valitaan toteutettavaksi.

Konseptien keveyden arvioinnissa käytetään painokerrointa kaksi, koska konseptien massaa pidetään selvästi tärkeimpänä arvioinnin osa-alueena. Massan arvioimiseksi konsepteille suoritetaan luvussa viisi taittomekanismin kriittisimmän kuormituksen määräämä mitoitus, josta konseptin tuoma massalisä koneeseen voidaan arvioida. Massan tärkeyttä voidaan perustella sillä, että lentokoneen massa vaikuttaa merkittävästi siihen, kuinka polttoainete-hokas kone on, mikä puolestaan vaikuttaa merkittävästi koneen käyttökustannuksiin ja ympäristöystävällisyyteen. Lisäksi on väitetty, että koneen massa on keskeisin koneen hankintahintaan vaikuttava tekijä [61].

Koneen massalla on oleellinen vaikutus koneen keskeisiin suoritusarvoihin, kuten lentomatkään ja -nopeuteen. Erityisesti projektissa, jossa tavoitellaan ultrakevyen luokan vaatimukset täyttävää taittuvasiipistä konetta, koneen massan vaikutus korostuu. Siiven taittomekanismin

tuoma massalisä on kevyissä, automaattisesti siiven taittavissa koneissa merkittävämpi kuin suurissa koneissa [10]. Näin ollen tyyppihyväksynnän saaminen ultrakevyelle taittuvasiipiselle koneelle saattaa estyä taittomekanismin tuoman massalisän vuoksi, kuten on käynyt monille koneille, joihin on suunniteltu automaattisesti taittuvaa siipeä (luku 2.1.3). LSA- ja muissa lentokoneluokissa, joissa koneen lentoonlähdön massarajoitus on suurempi kuin ultrakevyessä luokassa, koneelle asetetut vaatimukset ovat merkittävästi tiukemmat ja laajemmat verrattuna ultrakevyelle koneelle asetettuihin vaatimuksiin, mikä kasvattaa LSA-luokan koneen suunnittelu-, testaus- ja valmistuskustannuksia merkittävästi verrattuna ultrakevyen koneen vastaaviin kustannuksiin.

3.4.2 Turvallisuus käytön aikana

Suoran näköhavainnon saaminen taittomekanismin lukituksen toteutumisesta on merkittävä etu koneen turvallisen käytön kannalta. Konsepti A2 on konsepteista ainoa, jossa voidaan saada suora näköhavainto taittomekanismin lukkiutumisesta. Konsepteissa A1 ja B näköhavainto lukkiutumisesta voidaan saada erilaisilla sähköisillä tai mekaanisilla mekanismeilla, kuten on menetelty esimerkiksi The Transiton -koneen taittomekanismin lukituksen toteutuksessa (luvut 2.1.3 ja 2.3.2). Suora näköhavainto lukkiutumisesta on koneen käytön kannalta turvallisempi ratkaisu kuin sähköiset tai mekaaniset mekanismit (luku 3.1.4), joten konsepti A2 on arvioitu lukitusratkaisun osalta turvallisemmaksi kuin konseptit A1 ja B.

Taittomekanismin turvallinen käyttö riippuu myös siitä, kulkevatko lentokuormat taittomekanismin läpi. Ulkosiiven kuormitusten kulkeutuminen sisäsiivelle taittomekanismin läpi lisää taittomekanismin massaa mutta myös heikentää taittomekanismin käytön turvallisuutta (luku 3.1.4). Koska konseptissa B käytetään streevää, joka ideaalisesti kantaa siiven taivutusmomentin kokonaisuudessaan ja riippuen toteutuksesta myös siiven leikkausvoimia, konsepti B on kuormien kulkeutumisen osalta turvallisempi ratkaisu kuin konseptit A1 ja A2.

Konseptin B siiven taittoperiaate on turvallisempi maa- tai vesikäytössä. Konsepteissa A1 ja A2 kone saattaa olla epästabiili siiven taittuessa, koska koneen vertikaalinen painopiste muuttuu ja tuulivaikutus korostuu siiven taittuessa. Konseptissa B koneen horisontaalinen painopiste muuttuu siiven taittuessa mutta vertikaalinen painopiste ei, mitä voidaan pitää selvästi turvallisempana kuin vertikaalista painopisteen muuttumista (luku 3.1.4). Lisäksi konseptin B taittoperiaate mahdollistaa lineaarisen aktuaattorin käytön. Lineaarisella aktuaattorilla saavutetaan helposti suuri pitovoima, mikä parantaa taittuvan siiven turvallisuutta maakäytössä sekä mahdollistaa aktuaattorin toimimisen fail-safe-rakenteena (luku 3.1.4). Lineaarinen aktuaattori on myös luotettavampi vaihtoehto kuin pyörivä aktuaattori, koska lineaarisia aktuaattoreita on käytetty lentokoneiden taittomekanismeissa yleisesti, toisin kuin pyöriviä aktuaattoreita (luku 2.2).

Jos konsepteissa A1 ja A2 käytettäisiin pienempiä kääntökulmia ja lineaarisia aktuaattoreita, olisivat konseptit A1 ja A2 tavallisia ja luotettavia ratkaisuja, lukuun ottamatta konseptin A2 poikkeuksellista lukitusmekanismia. Konseptin B kaltaisia automaattisia taittomekanismeja ei ole aikaisemmin käytetty lentokoneissa, mutta joitakin konseptin B kaltaisia manuaalisia taittomekanismeja on toteutettu. Kun aktuaattoreihin liittyvää taittomekanismin luotettavuutta ei huomioida, konseptit A1 ja A2 voidaan arvioida toteutuneiden ratkaisujen perusteella luotettavammiksi kuin konsepti B. Konseptin A2 poikkeuksellinen lukitusmekanismi hiukan heikentää konseptin A2 luotettavuutta. Konseptien kokonaisarviointi turvallisuuden suhteen on esitetty taulukossa 3.7. Kuten taulukosta 3.7 nähdään, konsepti B on arvioitu turvallisimmaksi vaihtoehdoksi ja konseptit A1 ja A2 keskenään lähes yhtä turvallisiksi.

Konseptin B hyvään turvallisuusarvioon on vaikuttanut erityisesti lentokuormien turvallinen kulkeutuminen siivessä sekä luotettava ja turvallinen aktuaattoriratkaisu.

3.4.3 Taloudellisuus ja toimivuus käytön aikana

Lyhyt taittoasennon kärkiväli on taittuvasiipisen lentokoneen toivottava ominaisuus, joka vaikuttaa koneen käytönaikaiseen toimivuuteen (luku 2.1.2). Vaikka konseptissa B siipi taitetaan selvästi lähempää siiven tyveä kuin konsepteissa A1 ja A2, kaikilla konsepteilla saavutetaan likimain yhtä suuri siiven taittoasennon kärkiväli, joten taittoasennon kärkiväli ei vaikuta konseptien väliseen toimivuuden arviointiin. Kaikissa konsepteissa taittoasennon kärkiväli on kuitenkin suuri verrattuna esimerkiksi The Transition ja Aeromobil 3.0 -koneisiin (luku 2.1.3), mikä heikentää kaikkien konseptien arviota käytönaikaisesta toimivuudesta. Lisäksi kaikissa konsepteissa siiven taittomekanismi jää taittoasennossa suojaamattomaksi, mikä altistaa taittomekanismin kolhuille ja erityisesti vesilentokoneissa kosteudelle (luku 3.1.4). Monissa taittuvasiipisissä koneissa taittomekanismi on onnistuttu suojaamaan kaikissa siiven asennoissa (luku 2.3), joten myös taittomekanismin jääminen suojaamattomaksi heikentää kaikkien konseptien käytönaikaista toimivuutta.

Konseptiin A2 liittyy aerodynaaminen haitta verrattuna konseptiin A1, koska konseptissa A2 tukikehikko lisää ilmanvastusta. Lisääntynyt ilmanvastus jo itsessään heikentää koneen suorituskykyä ja tehokkuutta, mutta lisääntynyt ilmanvastus myös lisää siiven luonnollista pituusmomenttia, mikä puolestaan lisää siiveltä vaadittavaa väännön kuormankantokykyä (luku 4.7). Aerodynaaminen haitta jää kuitenkin pieneksi, jos tukikehikon rakenteet ovat ohuita ja lyhyitä. Toisaalta tukikehikon käyttö saattaa parantaa koneen käytettävyyttä joissakin erikoistapauksissa. Esimerkiksi vesilentokoneella rantautuminen on ongelmallista, koska tavallisesti vesilentokoneissa ei ole rakennetta, josta saisi tukevan otteen rantautumistilanteessa. Kun tukikehikon reunat ovat pyöristetyt, tukikehikosta saa turvallisen ja tukevan otteen ja vesilentokonetta on helppo hallita rantautumisessa. Kun konseptien A1 ja A2 aerodynaamiset ominaisuudet sekä tukikehikon vaikutus koneen käytettävyyteen huomioidaan, konseptin A2 taloudellisuus ja toimivuus käytössä on arvioitu hiukan heikommaksi kuin konseptin A1.

Kun konsepti B toteutetaan niin, että sisäsiiven laipasta katkaistaan pala pois, myös konseptiin B liittyy aerodynaaminen haitta. Palan poistaminen pienentää siiven tuottamaa nostovoimaa, koska siiven efektiivinen pinta-ala pienenee. Erityisesti siiven maksiminostovoima pienenee, koska laipat tuottavat merkittävän osuuden siiven maksiminostovoimasta. Esimerkiksi Bombardier Challenger 600 -koneessa, jossa käytetään yksinkertaista laippaa (*plain flap*), laippojen maksimipoikkeutus lisää siiven nostovoimaa noin 55 prosenttia [68]. Palan poistaminen laipasta lisää myös siiven vastusta. Laipan aukko vähentää siiven virtaviivaisuutta ja aiheuttaa helposti ilmavirtauksen irtoamisen siiven pinnalta, mikä lisää siiven painevastusta ja siten profiilivastusta. Toisaalta aukko saattaa myös vahvistaa siiven jättöreunalla esiintyviä ilmavirtauksen pyörteitä, jolloin siiven indusoitunut vastus kasvaa. Siiven aerodynaamisia ominaisuuksia voidaan parantaa asentamalla aukkoon sopivan muotoisia rakenteita, jotka eivät kuitenkaan estä siiven taittumista. Katkaisematonta siipeä vastaaviin aerodynaamisiin ominaisuuksiin voidaan päästä sisäsiiven laipan aukkoon asennettavilla rakenteilla, jotka liikkuvat jousilla tai ulkoisella voimanlähteellä. Jousilla tai ulkoisilla voimanlähteillä toimivat mekanismit lisäävät konseptin B monimutkaisuutta merkittävästi, jolloin konsepti ei ole enää luvun 3.1.4 luvun vaatimusten mukaisesti mahdollisimman yksin-

kertainen. Näin ollen konsepti B arvioidaan vaihtoehdolla, jossa sisäsiiven laipassa on sellainen aukko, jossa ei ole aerodynaamisia ominaisuuksia parantavia rakenteita tai mekanisme. [69]

Konseptien käytönaikaiseen taloudellisuuteen vaikuttaa ilmanvastuksen lisäksi konseptien yksinkertaisuus, luotettavuus sekä taittomekanismin rakenteiden ja laitteiden tarkastettavuus ja korjattavuus (luku 3.1.4). Konseptit A1 ja A2 arvioitiin aikaisemmin vähän luotettavimmiksi kuin konsepti B, kun aktuaattoreihin liittyvää taittomekanismin luotettavuutta ei huomioitu. Kaikkia konsepteja voidaan pitää käytönaikaisen taloudellisuuden suhteen likimain yhtä yksinkertaisina, sillä mikään konsepteista ei sisällä monimutkaisia mekanismeja, jotka olisivat huollon kannalta ongelmallisia. Kaikissa konsepteissa sisä- ja ulkosiiven salot yhdistetään käyttämällä samantapaisia metallisia korvakepaloja, jotka on helppo tarkastaa ja korjata. Konsepteissa A1 ja A2 aktuaattorin huolto saattaa olla kuitenkin ongelmallinen. Konseptissa B aktuaattori kiinnitetään siipikaariin helposti irrotettavilla pulteilla, mutta konsepteissa A1 ja A2 akselitankojen kiinnitys ulkosiiven korvakkeisiin helposti vaihdettavalla rakenteella on haastavaa. Lisäksi konsepteissa A1 ja A2 ulkosiipi on aina irrotettava sisäsiivestä aktuaattorin vaihtamiseksi, mikä ei ole huoltojen ja konseptin taloudellisuuden näkökulmasta optimaalista.

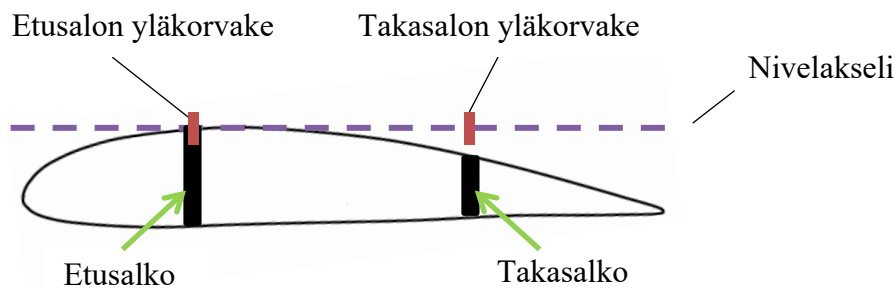
Konseptien kokonaisarviointi käytönaikaisen taloudellisuuden ja toimivuuden suhteen on merkitty taulukkoon 3.7. Konseptiin B liittyvä aerodynaaminen haitta on arvioitu selvästi suuremmaksi kuin konseptiin A2 liittyvä aerodynaaminen haitta, joten kun konseptien aerodynaamiset ja käytettävyyteen liittyvät ominaisuudet huomioidaan, konseptin B taloudellisuus ja toimivuus on arvioitu selvästi heikommaksi kuin konseptien A1 ja A2 taloudellisuus ja toimivuus. Konseptin B helppo huollettavuus parantaa konseptin B käytönaikaisen taloudellisuuden ja toimivuuden arviota, mutta kun kokonaisuus huomioidaan, konsepti B on arvioitu taulukon 3.7 mukaisesti taloudellisuuden ja toimivuuden suhteen heikommaksi kuin konseptit A1 ja A2.

3.4.4 Toteutettavuus ja riskitekijät

Konseptien A1 ja A2 toteutettavuuteen liittyy riski, sillä siiven taittomekanismeissa ei ole aikaisemmin käytetty pyöriviä aktuaattoreita (luku 2.2). Lisäksi pyörivä aktuaattori on konsepteissa A1 ja A2 sijoitettava osittain yläpintalevyn kanssa samaan linjaan, jolloin yläpintalevyyn on työstettävä aukko aktuaattorille, aktuaattorin akselitangoille sekä korvakkeille. Yläpintalevyyn tehtävät aukot heikentävät taittomekanismin valmistettavuutta sekä kasvattavat toteutuksen riskiä. Koska ulkosiipi taittuu suoraan ylöspäin eli koneen kallistusakselin suuntaisen akselin ympäri, etu- ja takasaloon ylempien korvakkeiden on sijaittava samalla nivelakselilla kuvan 3.9 mukaisesti. Kuvassa 3.9 on esitetty konseptien A1 ja A2 siiven taittokohdan poikkileikkaus, jossa näkyy nivelakselin sekä yläkorvakkeiden sijainti taittomekanismissa, jossa siipi taittuu suoraan ylöspäin. Nivelakseli on konsepteissa A1 ja A2 kuvan 3.9 mukaisesti vaakasuora mutta yläpintalevy kaareva, jolloin takasaloon ylemmän korvakkeen on sijaittava pintalevyn yläpuolella, jonka toteuttaminen on rakenneteknisesti haastavaa. Korvakkeiden hankala toteutus lisää konsepteihin A1 ja A2 liittyvää riskiä verrattuna konseptiin B.

Konseptin B toteutukseen ei liity suurta riskiä, sillä konseptin B kaltaisia manuaalisia taittomekanismeja on käytetty lentokoneissa aikaisemmin eikä taittomekanismin automatisointi konseptissa B muuta manuaalisen taittomekanismin rakenteita tai toimintaa merkittävästi.

Konseptin B suurimmat riskit liittyvät takasalonsaranoinnin sekä sisä- ja ulkosiiven laippojen toteutuksiin. Streeva ei kanna siiven vääntömomenttia, koska suunniteltavassa koneessa käytetään vain yhtä, etusalkoon kiinnitettävää streevaa. Koska streeva ei kanna siiven vääntömomenttia, takasalonsaranoinnin on kannettava siiven vääntömomentti. Takasalonsaranoinnin on kannettava vääntömomentista seuraavat pystysuuntaiset voimat, mikä vaikeuttaa konseptin B saranoinnin toteutusta. Sisä- ja ulkosiiven laippojen toteutukseen ja valmistukseen liittyy suuri riski, jos konsepti B toteutetaan vastakaisiin suuntiin liikkuvilla ulko- ja sisäsiiven laipoilla. Konseptissa B käytetään yksinkertaisuuden vuoksi taitossa neutraaliasentoon lukkiutuvia sisä- ja ulkosiiven laippoja sekä sisäsiiven laipan aukkoa, jolloin konseptilla B ei ole valmistuksellista riskiä. Toisaalta sisäsiiven laipan aukkoon liittyy merkittävä toteutuksellinen riski, koska vastaavaa ratkaisua ei ole aikaisemmin käytetty lentokoneissa ja toisaalta aukko myös vähentää siiven maksiminostovoimaa ja lisää vastusta. Siiven maksiminostovoiman pieneneminen voi olla erityisen kriittistä suunniteltavalle koneelle, koska kone suunnitellaan ultrakevyeen luokkaan, jossa sakkausnopeusraja on vaativa. Lentokoneen sakkausnopeus riippuu voimakkaasti maksiminostovoimasta.



Kuva 3.9 Konseptien A1 ja A2 siiven poikkileikkaus ja nivelakselin sijainti. Kun siipi taitetaan suoraan ylöspäin, on korvakkeiden sijaittava samalla vaakasuosuoralla nivelakselilla, mikä aiheuttaa rakenneteknisiä haasteita.

Konseptien kokonaisarvio toteutettavuuden ja riskitekijöiden suhteen on esitetty taulukossa 3.7. Kuten taulukosta 3.7 nähdään, konsepti B on arvioitu toteutettavammaksi ja riskittömämmäksi kuin konseptit A1 ja A2. Taulukon 3.7 mukainen ero konseptien A1 ja A2 toteutettavuuden ja riskitekijöiden arvioinnin välillä johtuu konseptin A2 lukituksen hankalasta toteutuksesta. Konseptin A2 lukituksen aktivoiminen on toteutettavuuden kannalta ongelma, koska konseptissa A2 lukitustappi sijaitsee kaukana siivestä tukirakenteen kärjessä, jossa ei ole tilaa aktuaattorille. Näin ollen konseptissa A2 lukitustappia liikutetaan siiven sijoitettavalla aktuaattorilla ja mekanismilla, joka välittää aktuaattorin liikkeen lukitustapille. Mekanismien toteutukseen ja käytön luotettavuuteen liittyy riski, mikä heikentää konseptin A2 toteutettavuuden ja riskitekijöiden arviota verrattuna konseptiin A1.

Taulukko 3.7 Konseptien arviointitaulukko. Konseptit arvioidaan keveyksien suhteen luvussa 6.

	Turvallisuus	Taloud. ja toim. käytön aikana	Toteutettavuus ja riskitekijät	Keveys
Konsepti A1	1,9	2,1	1,9	x
Konsepti A2	2,1	2,0	1,7	x
Konsepti B	2,5	1,8	2,4	x

4 Aerodynaamisten kuormien määrittäminen

4.1 Aerodynaamisten kuormien laskentaperiaatteet ja käytetyt koordinaatistot

Aerodynaamisten kuormien laskennassa sovelletaan Raymerin [61] esittämiä tapoja ja menetelmiä. Kriittisten kuormien laskemiseksi tarvitaan tieto siiven kärkeä suuntaisesta nostovoimajakaumasta kriittisimmässä lentotilanteessa. Kriittisintä lentotilannetta ei vielä konseptisuunnittelussa tiedetä, mutta kriittisin lentotilanne voidaan perustellusti arvioida. Raymerin mukaan koneen rakenteiden kestävyys kannalta usein kriittisin lentotilanne syntyy, kun suurella kuormitusmonikerralla tehdään ohjausliikkeitä. Saarela [62] puolestaan esittää, että ulkosiiven kriittisin kuormitus tilanne syntyy kallistuksessa tai puuskakuormituksessa. Kallistuksen kriittisyyttä voidaan perustella sillä, että kallistuksessa siiven nostovoimajakauma vinoutuu kohti toista siipikärkeä, jolloin ulkosiipeen kohdistuu suurempi voima kuin stationaarisessa vaakalennossa. Ulkosiiven ja taittomekanismin kestävyys kannalta kriittisimpänä lentotilanteena pidetään tilannetta, jossa kone lentää pystytasossa kaarevalla radalla suurimmalla sallitulla kuormitusmonikerralla aloittaen samalla suurimman mahdollisen kallistuksen. Suurin mahdollinen kallistus toteutetaan poikkeuttamalla siivekkeet lentonopeuden sallimaan ääriasentoon.

Taittomekanismin kantamat aerodynaamiset kuormat määritetään ulkosiiven nostovoiman, vastuksen ja hitausvoimien avulla kaikille verhoikäyräanalyysin mukaisille kriittisille kuormitusmonikerta-nopeus-yhdistelmille taittokohdassa vaikuttavana siiven leikkausvoimana sekä taivutus- ja vääntömomenttina. Taittomekanismin kantamat kuormat riippuvat siiven taittokohdasta ja streevan käytöstä, joten taittomekanismikonsepti vaikuttaa taittomekanismin kuormittumiseen. Ulkosiiven nostovoiman, vastuksen ja hitausvoimien määrittämiseen tarvitaan tieto kriittisimmistä kuormitusmonikerroista ja lentonopeuksista, jotka voidaan selvittää viranomaisvaatimusten mukaisella verhoikäyräanalyysillä.

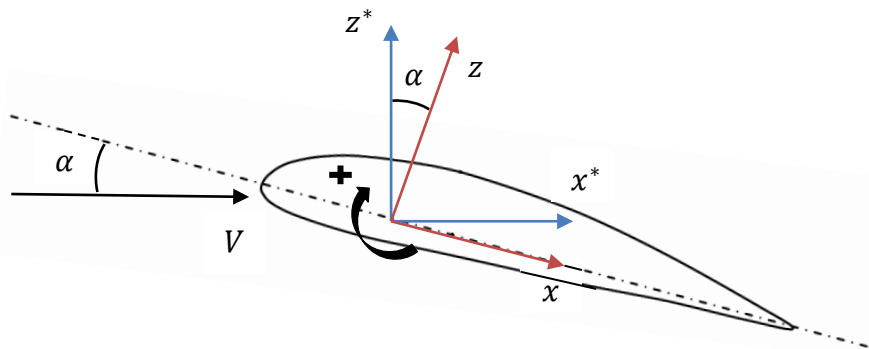
Siivekepoikkeutuksessa siiven kärkeä suuntaisen nostovoimajakauma on epäsymmetrinen koneen keskilinjan suhteen niin, että siivekepoikkeutus lisää nostovoimaa toisella siiven puolikkaalla ja vähentää sitä vastaavalla määrällä toisella puolikkaalla. Todellisen nostovoimajakauman analyttinen määrittäminen siivekepoikkeutuksessa on työlästä ja ongelmallista [70], joten siiven nostovoima määritetään jakamalla nostovoima kahteen komponenttiin: symmetrisen nostovoimajakauman nostovoimaan ja siivekepoikkeutuksen tuottamaan nostovoimaan. Ulkosiipeen kohdistuva kokonaisnostovoima $L_{w_u}(total)$ saadaan, kun yhtälön (1) mukaisesti summataan symmetrisen nostovoimajakauman ulkosiiven nostovoima L_{w_u} ja siivekepoikkeutuksen tuottama nostovoima L_a .

$$L_{w_u}(total) = L_{w_u} + L_a \quad (1)$$

Symmetrisen nostovoimajakauman ulkosiiven nostovoima voidaan laskea, kun siiven nostovoima ja symmetrisen nostovoimajakauman muoto tunnetaan. Siiven symmetrisen nostovoimajakauman muoto määritetään Diederichin [50] menetelmällä, joka on yksi vaihtoehto noin kymmenestä eri menetelmästä [71]. Siiven nostovoima voidaan laskea koko koneen nostovoiman avulla, kun rungon ja korkeusvakaimen nostovoimat tiedetään. Rungon vaikutus koko koneen nostovoimaan ja siiven nostovoimajakaumaan jätetään huomiotta, koska rungon vaikutus nostovoimaan on hankala arvioida ilman rungon tarkkaa konfiguraatiota

eikä rungon vaikutus ole alustavissa tarkasteluissa merkittävä. Rungon vaikutuksen huomiotta jättäminen nostovoimatarkasteluissa on tavallinen ratkaisu koneen konsepti- ja esisuunnitteluvaiheessa. [50] Korkeusvakaimen nostovoima voidaan selvittää vakaustarkasteluilla, jotka perustuvat siihen, että kone ei saa kiertyä tasapainotilassa pituuskallistusakselin ympäri. Vakaustarkastelut edellyttävät tietoa koneen painopisteen paikasta, jota ei ole järkevää arvioida ilman rungon konfiguraatiota. Näin ollen korkeusvakaimen nostovoima selvitetään karkeammilla arvioilla, jotka ovat kuitenkin konseptisuunnittelulle riittävällä tasolla.

Siiven aerodynaamiset kuormat lasketaan siiven aerodynaamisessa koordinaatistossa. Siiven aerodynaamisen koordinaatiston y^* -akseli kulkee siiven rakennekoordinaatiston y -akselin tavoin siiven neljännesviivaa pitkin (luku 2.1.1) niin, että y -akselien arvot saavat koneen keskilinjalla arvon $y = y^* = 0$ ja siiven kärjessä arvon $y = y^* = b_w/2$. Aerodynaamisen koordinaatiston x^* - ja z^* -akselit eroavat rakennekoordinaatiston x - ja z -akseleista. Kuvaan 4.1 on merkitty siiven rakennekoordinaatisto punaisella, aerodynaaminen koordinaatisto sinisellä ja koordinaatistojen positiivinen kiertymissuunta y -akselien ympäri mustalla. Kuten kuvasta 4.1 nähdään, rakennekoordinaatisto on kiertynyt ilmapirtauksen ja siiven kohtauskulman α verran suhteessa aerodynaamiseen koordinaatistoon. Aerodynaamisten kuormien laskennassa oletetaan pieni kohtauskulma, jolloin aerodynaamisessa koordinaatistossa lasketut voimat vastaavat rakennekoordinaatistossa esiintyviä voimia. Siiven tyvijänteen ja koneen kappalekoordinaatiston kallistusakselin (luku 2.1.1) välinen asetusikulma oletetaan pieneksi, joten asetusikulmalla ole vaikutusta aerodynaamisten kuormien laskennassa.



Kuva 4.1 Siiven rakennekoordinaatisto (punaisella) ja aerodynaaminen koordinaatisto (sinisellä) siiven poikkileikkauksessa.

4.2 Verhokäyräanalyysi

Verhokäyräanalyysillä tarkoitetaan suunniteltavan koneen kuormitusmonikertarajojen esittämistä lentonopeuden funktiona eli V - n -kuvaajan luomista koneelle. V - n -kuvaaja muodostetaan yhdistämällä koneen liikehtimisverhokäyrä (*manoeuvre envelope*) ja puuskaverhokäyrä (*gust envelope*), jolloin saadaan koneen yhdistetty verhokäyrä. Yhdistetty verhokäyrä perustuu määräysten AIR M5-10 [56] ja ASTM F2245 [59] sekä ultrakevyiden lentokoneiden tarkastuskäsikirjan [58] asettamiin vaatimuksiin. Yhdistetty verhokäyrä on alustava, eikä siinä oteta huomioon esimerkiksi laippojen poikkeutusta.

4.2.1 Liikehtimisverhokäyrä

Suunniteltavan koneen ultrakevyen luokan määräykset täyttävä liikehtimisverhokäyrä on esitetty kuvassa 4.2. Liikehtimisverhokäyrän ylä- ja alaraja muodostetaan määräyksen AIR

M5-10 asettaman positiivisen ja negatiivisen kuormitusmonikertarajoituksen n^+ ja n^- mukaan. Liikehtimisverhokäyrän epälineaariset osuudet muodostetaan ultrakevyiden lentokoneiden tarkastuskäsikirjan esittämän yhtälön mukaisesti. Tarkastuskäsikirjan mukaan kuormitusmonikerta n riippuu nopeudesta V epälineaarisilla alueilla yhtälön (2) mukaisesti.

$$n = \left(\frac{V}{V_S}\right)^2 \quad (2)$$

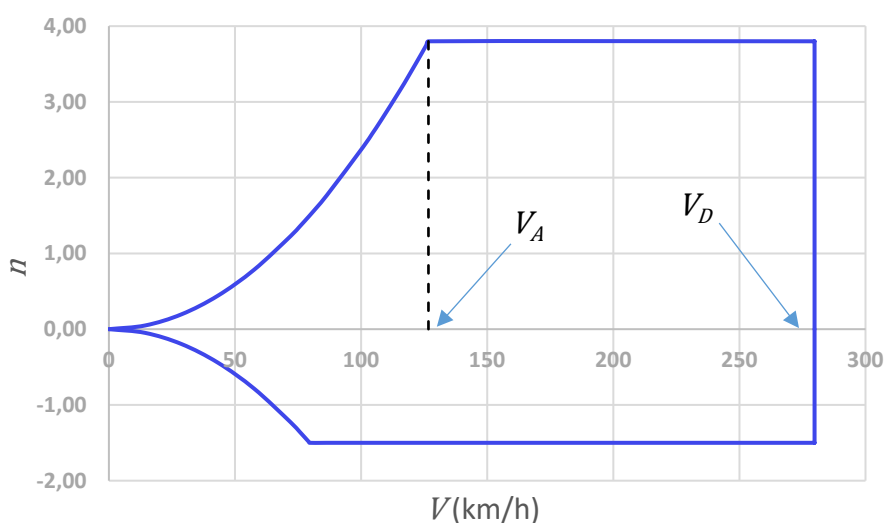
Yhtälössä (2) käytetään sakkausnopeutena V_S määräyksen AIR M5-10 sakkausnopeusrajaa. Nopeutta, jossa yhtälö (2) saa arvon $n = n^+$, kutsutaan liikehtimisnopeudeksi V_A . Liikehtimisnopeus kuvaa nopeutta, jossa voidaan suorittaa minkä tahansa ohjauspinnan maksimaalinen poikkeutus. Liikehtimisverhokäyrän oikea reuna määräytyy koneen syöksynopeuden V_D perusteella. Pienin sallittu syöksynopeus voidaan tarkastuskäsikirjan mukaan laskea yhtälöllä (3), jossa V_H kuvaa suurinta vaakalentonopeutta suurimmalla jatkuvalla moottoriteholla. V_H nopeudelle ei ole viranomaisvaatimuksia, eikä sitä ole vielä määritetty suunniteltavalle koneelle, joten syöksynopeus lasketaan määräyksen ASTM F2245 mukaan yhtälöillä (4) ja (5), joissa $V_{C,min}$ kuvaa pienintä sallittua suunnittelun matkalentonopeutta.

$$V_D = 1,35 * V_H \quad (3)$$

$$V_D = 1,4 * V_{C,min} \quad (4)$$

$$V_{C,min} = 4,77 \sqrt{\frac{W}{S}} \quad (5)$$

Yhtälössä (5) käytetään painona W koneen MTOW-painoa. On hyvä huomata, että yhtälö (5) antaa nopeuden solmuissa. Liikehtimisverhokäyrän muodostamisessa käytettyjen parametrien arvot on merkitty taulukkoon 4.1.



Kuva 4.2 Suunniteltavan koneen liikehtimisverhokäyrä.

Taulukko 4.1 Suunniteltavan koneen liikehtimisverhokäyrän parametrit.

V_S (km/h)	V_A (km/h)	V_C (km/h)	V_D (km/h)	n^+	n^-
65	127	200	280	3,8	-1,5

4.2.2 Puuskaverhokäyrä

Suunniteltavan koneen ultrakevyen luokan määräykset täyttävä puuskaverhokäyrä on esitetty kuvassa 4.3. Ultrakevyiden koneiden tarkastuskäsikirjan mukaan diskreetin vertikaali-puuskan aiheuttama kuormitusmonikerta lasketaan yhtälöllä (6).

$$n = 1 \pm \frac{\left(\frac{k}{2}\right) \rho_0 U V C_{L\alpha, w}}{\left(\frac{mg}{s}\right)} \quad (6)$$

Yhtälön (6) muuttujat voidaan selittää seuraavasti:

- k , keivityskerroin
- ρ_0 , ilman tiheys merenpinnan tasolla
- U , puuskan nopeus
- $C_{L\alpha, w}$, siiven nostovoimakertoimen kaltevuus
- m , koneen massa
- g , putoamiskiihtyvyys

Kevityskerroin ja keivityskertoimen laskemisessa käytettävä massaparametri μ lasketaan tarkastuskäsikirjan mukaan yhtälöillä (7) ja (8).

$$k = \frac{0,88\mu}{5,3 + \mu} \quad (7)$$

$$\mu = \frac{2 \frac{m}{s}}{\rho c_g C_{L\alpha, w}} \quad (8)$$

Yhtälössä (8) ρ kuvaan ilman tiheyttä matkalentokorkeudella ja c_g siiven geometrinen keskijännettä. Ilman tiheyden arvo saadaan lentokorkeuden perusteella ISA-*international standard atmosphere* (liite 1), joka kuvaa standardi-ilmakehän ominaisuuksia. Siiven nostovoimakertoimen kaltevuutta voidaan arvioida yhtälöllä (9), kun lentonopeudet ovat alisoonia ja siivellä ei ole nuolikulmaa [69]. Yhtälössä (9) A kuvaa siiven sivusuhtetta, $c_{l\alpha}$ siiven profiilin nostovoimakerrointa ja K korjauskerrointa.

$$C_{L\alpha, w} = \frac{2\pi AK}{2 + \sqrt{\left(\frac{2\pi A}{c_{l\alpha}}\right)^2 + 4}} \quad (9)$$

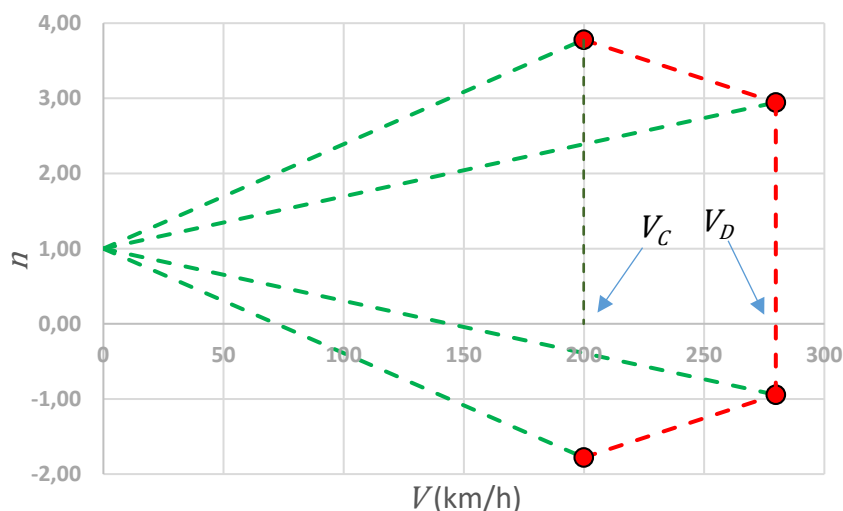
Sivusuhte ja korjauskerroin lasketaan yhtälöillä (10) ja (11). Yhtälö (11) on pätevä, kun siiven sivusuhte on suurempi kuin neljä ja siivellä ei ole nuolikulmaa. [69]

$$A = \frac{b_w^2}{S} \quad (10)$$

$$K = 1 - \frac{8,2 - 0,22A}{100} \quad (11)$$

Yhtälössä (6) käytettävä puuskan nopeus U riippuu lentonopeudesta V . Ultrakevyiden lentokoneiden tarkastuskäsikirja määrää kaksi kriittistä lentonopeutta, joissa koneen on kestävä määrätty puuskan nopeus. Tarkastuskäsikirjan mukaan koneen on kestävä puuska, jonka nopeus on 15 m/s, nopeudessa V_B ja puuska, jonka nopeus on 7,5 m/s, syöksynopeudessa V_D . Nopeus V_B kuvaa suurinta nopeutta, jolla koneella voidaan lentää puuskaisessa säässä. Suunniteltavalla koneella halutaan lentää puuskaisessa säässä matkalentonopeudella, jolloin $V_B = V_C$. Tarkastuskäsikirja ei aseta nopeudelle V_B muita rajoituksia kuin, että V_B ei saa olla pienempi kuin ohjausnopeus V_A , mikä toteutuu valitulla nopeudella V_B .

Puuskaverhokäyrän laskemisessa käytettyjen lähtöparametrien arvot on merkitty taulukkoon 4.2 ja laskettujen parametrien arvot taulukkoon 4.3. Yhtälön (6) mukaiset kahta eri puuskanopeutta vastaavat kuormitusmonikerran lineaarikuvaajat on merkitty kuvaan 4.3 vihreällä katkoviivalla. Kuvaan 4.3 on merkitty lisäksi punaisilla ympyröillä ne pisteet lineaarikuvaajilta, joissa koneen nopeus on V_C ja V_D . Koneen puuskaverhokäyrä saadaan yhdistämällä punaiset pisteet punaisella katkoviivalla.



Kuva 4.3 Suunniteltavan koneen puuskaverhokäyrä.

Taulukko 4.2 Suunniteltavan koneen puuskaverhokäyrän lähtöparametrit.

S (m ²)	b_w (m)	c_g (m)	ρ_0 (kg/m ³)	ρ (kg/m ³)	m (kg)	c_{l_α} (1/rad)
11,5	8,5	1,54	1,273	1,027	600	5,787

Taulukko 4.3 Suunniteltavan koneen puuskaverhokäyrän lasketut parametrit.

A	K	$C_{L\alpha,w}$ (1/rad)	μ	k
6,28	0,932	4,038	16,34	0,664

4.2.3 Yhdistetty verhokäyrä

Suunniteltavan koneen yhdistetty verhokäyrä saadaan yhdistämällä liikehtimis- ja puuska-verhokäyrien ulkorajat. Koneen yhdistetty verhokäyrä on merkitty kuvaan 4.4 mustalla viivalla. Kuten kuvasta 4.4 nähdään, koneen yhdistetty verhokäyrä yhtyy pienillä nopeuksilla koneen liikehtimisverhokäyrän kanssa mutta suuremmilla nopeuksilla sijaitsee sekä liikehtimis- että puuskaverhokäyrän ulkopuolella. Yhdistetty verhokäyrä sijaitsee liikehtimis- ja puuskaverhokäyrän ulkopuolella, koska yhdistetyn verhokäyrän ylä- ja alarajaksi on valittu LSA-luokan kuormitusmonikertavaatimukset ($n^+ = 4,0$ ja $n^- = -2,0$). LSA-luokan kuormitusmonikertavaatimuksia on käytetty, jotta koneen yhdistetty verhokäyrä on ultrakevyen luokan lisäksi LSA-luokan vaatimukset täyttävä. Yhdistetyn verhokäyrän oikea reuna muodostuu liikehtimis- ja puuskaverhokäyrän tavoin nopeuteen V_D . Uudet kuormitusmonikertarajat vaikuttavat liikehtimisnopeuteen V_A , jonka uusi arvo on esitetty taulukossa 4.4.

Yhdistetyn verhokäyrän perusteella koneella on neljä kriittistä nopeus-kuormitusmonikertayhdistelmää eli V - n -pistettä, jotka on merkitty kuvaan 4.4 korostetulla ympyröinnillä. Kriittisten V - n -pisteiden positiiviset kuormitusmonikerrat ovat itseisarvoiltaan suurempia kuin V - n -pisteiden negatiiviset kuormitusmonikerrat, mutta positiiviset kuormitusmonikerrat eivät välttämättä ole rakenteiden kestävyyskannalta kriittisempiä kuin negatiiviset kuormitusmonikerrat. Kriittisten V - n -pisteiden nopeuksien arvot on merkitty taulukkoon 4.4 ja kuormitusmonikertojen arvot taulukkoon 4.5. Taulukoissa 4.4 ja 4.5 esiintyvä V_X on kriittinen nopeus, joka on kuvan 4.4 mukaisesti määritelty samalla tavalla kuin nopeus V_A , mutta V_X on negatiivisen V - n -pisteen nopeus.

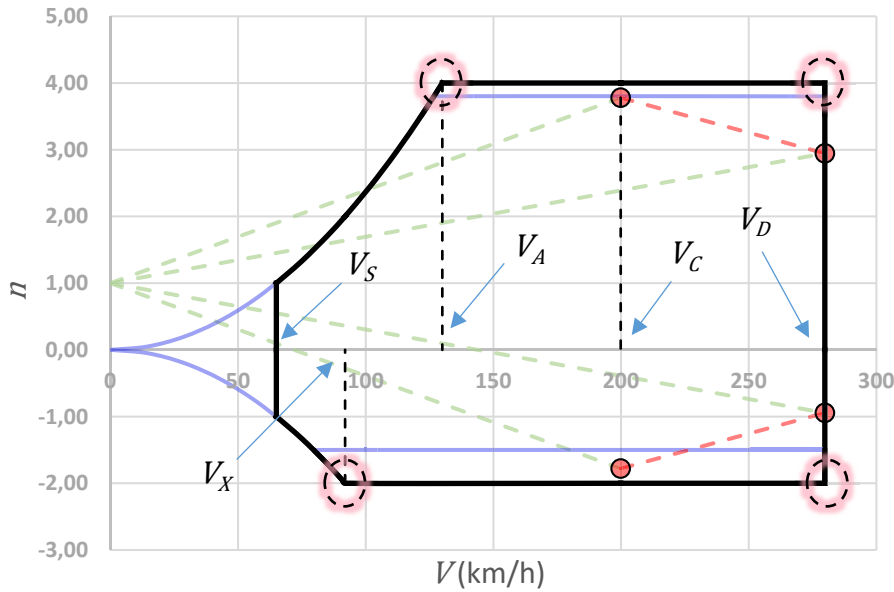
Suunniteltavan koneen siipenä käytetään alustavien suunnitelmien mukaan RV-9-koneen siipeä, joka on suunniteltu kestäväksi kuormitusmonikertoja $n^+ = 4,4$ ja $n^- = -1,7$ [51]. Suunniteltavan koneen negatiivinen kuormitusmonikertaraja on verhokäyräanalyysin perusteella itseisarvoltaan suurempi kuin RV-9-koneen negatiivinen kuormitusmonikertaraja, mutta toisaalta suunniteltavaan koneeseen kohdistuu kevyempänä koneena pienempiä voimia samoilla kuormitusmonikerroilla kuin RV-9-koneeseen. RV-9-koneen siiven riittävä rakenteellinen kestävyys suunniteltavan koneen siiveksi on varmistettava lisätarkasteluilla.

Taulukko 4.4 Yhdistetyn verhokäyrän kriittiset nopeudet.

V_X (km/h)	V_A (km/h)	V_D (km/h)
92	130	280

Taulukko 4.5 Yhdistetyn verhokäyrän kriittiset kuormitusmonikertarajat kriittisiä nopeuksia vastaten.

	n^+	n^-
V_X	-	-2,0
V_A	4,0	-
V_D	4,0	-2,0



Kuva 4.4 Suunniteltavan koneen yhdistetty verhoikäyrä (musta viiva), jossa kriittiset kuormitusmonikerta-lentonopeus-yhdistelmät on ympyröity.

4.3 Ulkosiiven nostovoima

Koko koneen nostovoima L voidaan esittää yhtälön (12) mukaisesti kuormitusmonikerran n ja koneen painon W avulla. Toisaalta koko koneen nostovoima voidaan esittää yhtälön (13) mukaisesti siiven nostovoiman L_{w*} ja korkeusvakaimen nostovoiman L_h avulla. Yhtälöistä (12) ja (13) voidaan ratkaista puolikkaan siiven nostovoima L_w , jonka lauseke on esitetty yhtälössä (14). [62]

$$L = nW \quad (12)$$

$$L = L_{w*} - L_h \quad (13)$$

$$L_w = \frac{1}{2} (nW + L_h) \quad (14)$$

Kun oletetaan korkeusvakaimen olevan identtinen siiven kanssa niin, että kaikki nostovoimaan vaikuttavat tekijät pinta-alaa lukuun ottamatta ovat samat siivellä sekä korkeusvakaimella, on korkeusvakaimen nostovoima suoraan verrannollinen korkeusvakaimen ja siiven pinta-alojen suhteeseen. Näin ollen yhtälö (14) voidaan esittää yhtälön (15) mukaisesti. Yhtälö (15) ratkeaa yhtälössä (16) esitettyyn muotoon.

$$L_w = \frac{1}{2} \left(nW + \frac{S_h}{S} L_w \right) \quad (15)$$

$$L_w = \frac{nW}{2 - \frac{S_h}{S}} \quad (16)$$

Siiven puolikkaan nostovoiman L_w laskemisessa käytetään nostovoimakertoimen n arvona kriittisiä arvoja, koneen painona W MTOW-painoa ja dimensioina RV-9-koneen arvoja. Siiven puolikkaan nostovoiman L_w ja laskuissa käytettyjen parametrien arvot on merkitty taulukkoon 4.6, jossa MTOW-paino on esitetty massana.

Taulukko 4.6 Siiven puolikkaan nostovoima ja laskuissa käytetyt parametrit kriittisillä lentonopeuksilla.

	$S \text{ (m}^2\text{)}$	$S_h \text{ (m}^2\text{)}$	$W \text{ (kg)}$	n	$L_w \text{ (N)}$
$V_A \text{ \& } V_{D+}$	11,5	2,61	600	4,0	13279
$V_X \text{ \& } V_{D-}$	11,5	2,61	600	-2,0	-6639

Suunniteltavan koneen nostovoimajakauma muodostetaan Diederichin [50] menetelmällä, jonka mukaan suunniteltavan koneen nostovoimajakauma on elliptinen ja siiven puolikkaan nostovoima yhtälön (17) mukainen (liite 2).

$$L_w = x \int_0^1 \sqrt{1 - \eta^2} d\eta \quad (17)$$

Yhtälössä (17) η kuvaa siiven aerodynaamisen koordinaatiston y^* -akselin dimensiota pituussuuretta, joka voi saada arvoja väliltä $[0,1]$, ja x kuvaa skaalauskerrointa. Koska siiven puolikkaan nostovoima L_w on yhtälön (17) mukainen, ulkosiiven nostovoima L_{wu} voidaan esittää yhtälön (18) mukaisesti.

$$L_{wu} = x \int_{\eta_s}^1 \sqrt{1 - \eta^2} d\eta \quad (18)$$

Yhtälössä (18) η_s kuvaa siiven taittokohtaa eli nivelakselin sijaintia y^* -akselilla. Skaalamattomat siiven nostovoiman ja ulkosiiven nostovoiman arvot on esitetty yhtälöissä (19) ja (20).

$$\int_0^1 \sqrt{1 - \eta^2} d\eta = \frac{\pi}{4} \quad (19)$$

$$\int_{\eta_s}^1 \sqrt{1 - \eta^2} d\eta = u \quad (20)$$

Yhtälöistä (17), (18), (19) ja (20) voidaan muodostaa verranto, joka on esitetty yhtälössä (21). Yhtälöstä (21) ratkaistu ulkosiiven nostovoiman L_{wu} lauseke on esitetty yhtälössä (22).

$$\frac{L_{wu}}{L_w} = \frac{u}{\pi/4} \quad (21)$$

$$L_{wu} = \frac{u}{\pi/4} L_w \quad (22)$$

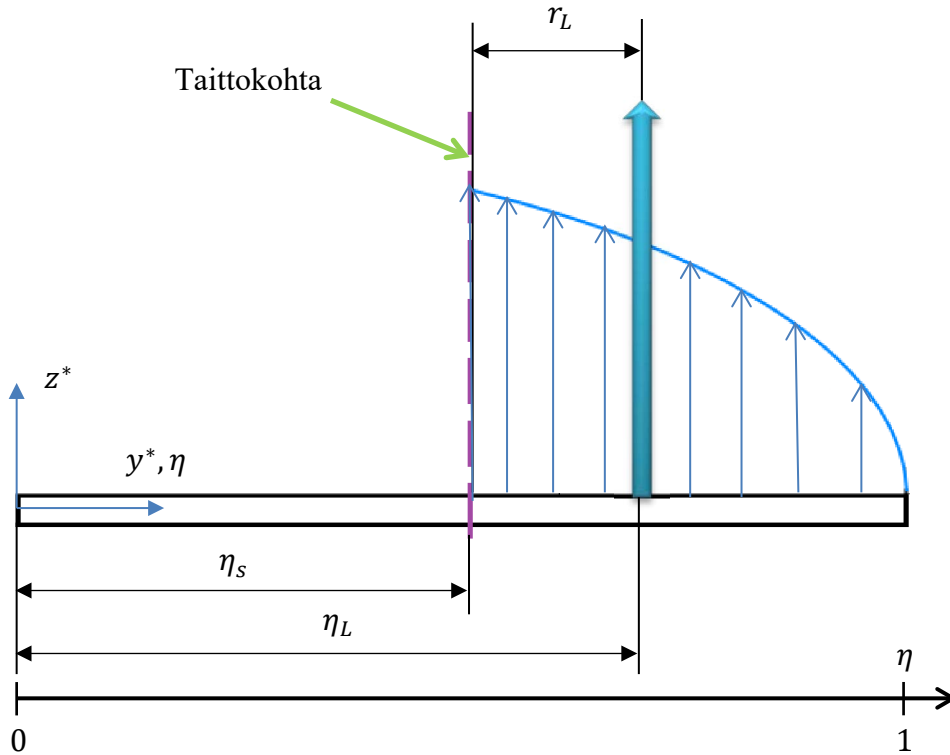
Ulkosiiven nostovoiman siiven vaikutuskohta η_L y^* -akselilla saadaan iteroimalla yhtälöä (23). Yhtälön (23) mukaan ulkosiiven nostovoima vaikuttaa kohdassa, jossa nostovoima on kummallakin puolella vaikutuskohtaa yhtä suuri.

$$\int_{\eta_s}^{\eta_L} \sqrt{1 - \eta^2} d\eta = \int_{\eta_L}^1 \sqrt{1 - \eta^2} d\eta \quad (23)$$

Ulkosiiven nostovoima vaikuttaa etäisyydellä r_L (dimensioton) siiven taittokohtasta η_s , joten r_L lasketaan ulkosiiven nostovoiman vaikutuskohdan η_L avulla yhtälöllä (24).

$$r_L = \eta_L - \eta_s \quad (24)$$

Konseptien A1 ja A2 ulkosiiven nostovoiman laskemiseen liittyvät parametrit on merkitty taulukkoon 4.7 ja vastaavat konseptin B parametrit taulukkoon 4.8. Ulkosiiven nostovoiman parametrit riippuvat taittomekanismikonseptista, koska siiven taittokohta η_s riippuu taittomekanismikonseptista. Ulkosiiven nostovoimajakaumaa, nostovoimaa sekä η -akselin (y^* -akselin) parametreja on havainnollistettu kuvalla 4.5. Kuvassa 4.5 siiven taittokohta η_s on siiven puolivälissä, jolloin kuva 4.5 kuvaa ulkosiiven nostovoimaa ja nostovoimajakaumaa konsepteissa A1 ja A2. Vaikka siiven taittokohta on konseptissa B eri kuin konsepteissa A1 ja A2, on kuormitustilanne analoginen konsepteissa A1 ja A2 sekä konseptissa B, joten kuva 4.5 havainnollistaa hyvin myös konseptin B nostovoimaa ja muita parametreja.



Kuva 4.5 Ulkosiiven nostovoimajakauma, nostovoima ja η -akselin (y^* -akselin) parametreja symmetrisellä nostovoimajakaumalla.

Taulukko 4.7 Ulkosiiven nostovoima ja η -akselin (y^* -akselin) parametrit konsepteissa A1 ja A2 kriittisillä lentonopeuksilla.

	η_s	u	η_L	r_L (dim.)	r_L (m)	L_{w_u} (N)
V_A & V_{D+}	0,500	0,295	0,701	0,201	0,854	4988
V_X & V_{D-}	0,500	0,295	0,701	0,201	0,854	-2494

Taulukko 4.8 Ulkosiiven nostovoima ja η -akselin (y^* -akselin) parametrit konseptissa B kriittisillä lentonopeuksilla.

	η_s	u	η_L	r_L (dim.)	r_L (m)	L_{w_u} (N)
V_A & V_{D+}	0,261	0,527	0,551	0,290	1,232	8910
V_X & V_{D-}	0,261	0,527	0,551	0,290	1,232	-4455

4.4 Siivekepoikkeutuksen nostovoima

Siivekepoikkeutuksen tuottama nostovoima L_a lasketaan käyttämällä yleistä nostovoiman kaavaa hyväksi. Siivekepoikkeutuksen tuottaman nostovoima on esitetty yhtälössä (25), jossa C_{L_a} kuvaa siivekepoikkeutuksen nostovoimakerrointa. [62]

$$L_a = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{L_a} S_{1/2} \quad (25)$$

Yhtälössä (25) käytetään pinta-alan arvona siiven puolikkaan $S_{1/2}$ arvoa ja nopeuksien arvoina verhoikäyräanalyysin kriittisiä nopeuksia, jotka on määritetty CAS-nopeuksina. Aerodynaamisia voimia laskettaessa on käytettävä todellisia virtausnopeuksia eli TAS-nopeuksia (*true airspeed*) tai ekvivalenttinopeuksia eli EAS-nopeuksia (*equivalent airspeed*). TAS-nopeudet voidaan laskea CAS-nopeuksista yhtälöllä (26). [72]

$$V_{TAS} = V_{CAS} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \quad (26)$$

Yhtälö (26) on pätevä, kun oletetaan ilman olevan puristautumatonta. Ilma voidaan olettaa likimain puristautumattomaksi, kun $Ma < 0,3$. Ma kuvaa Machin lukua eli suhteellista virtausnopeutta. [72] Ilman tiheyden ρ arvona käytetään konservatiivisesti merenpinnan tasoa vastaava tiheyttä ρ_0 , jolloin TAS-nopeudet vastaavat CAS-nopeuksia.

Yhtälön (25) siivekepoikkeutuksen nostovoimakerrointa C_{L_a} voidaan arvioida Roskamin [68] esittämällä yhtälöllä (27), kun ei oteta ilmapirtauksen kolmiulotteisia vaikutuksia huomioon.

$$C_{L_a} = \frac{\partial C_{L_w}}{\partial \delta} \delta_{limit} \quad (27)$$

Yhtälön (27) δ_{limit} on koneen suurin sallittu siivekepoikkeutuksen kulma, joka riippuu lentonopeudesta ja maksimaalisesta siivekkeen poikkeutuskulmasta δ_{max} . Maksimaalinen sii-

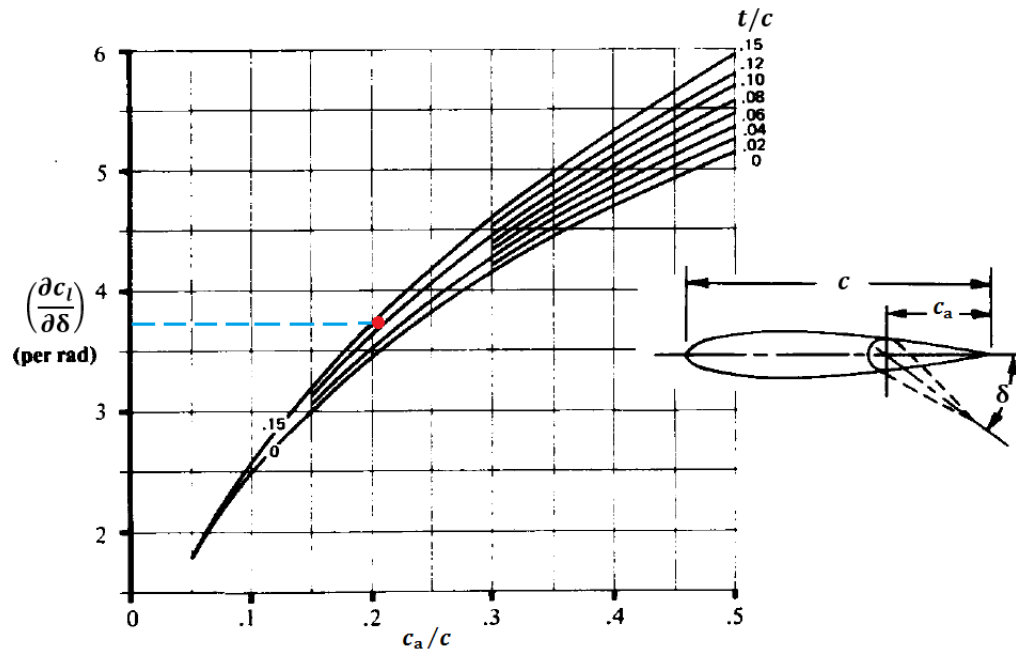
vekkeen poikkeutuskulma viittaa suunniteltavassa koneessa maksimaaliseen alastaittokulmaan, jolla lisätään nostovoimaa. RV-9-koneen siivekkeen maksimaalinen alastaiton poikkeutuskulma on $\delta_{max} = 17^\circ$, joka saadaan RV-9-koneen lentokäsikirjasta [73]. Määräyksen ASTM F2245 [59] mukaan δ_{limit} on oltava V_A -nopeudella $\delta_{limit} = \delta_{max}$ ja V_D -nopeudella $\delta_{limit} = 1/3 \delta_{max}$. Muille nopeuksille ei ole määräyksessä ASTM F2245 määritelty sallittujen siivekepoikkeutuksen kulmien arvoja.

Siivekepoikkeutuksen synnyttämää siiven nostovoimakertoimen C_{Lw} muutosta suhteessa yksinkertaisen siivekkeen (*plain flap*) poikkeutuskulmaan δ voidaan arvioida Raymerin [61] esittämällä yhtälöllä (28). Suunniteltavan koneen nuolikulman Λ ollessa nolla yhtälö (28) supistuu muotoon (29).

$$\frac{\partial C_{Lw}}{\partial \delta} = 0,9K_f \left(\frac{\partial c_{lw}}{\partial \delta} \right) \frac{S_f}{S_{ref}} \cos(\Lambda) \quad (28)$$

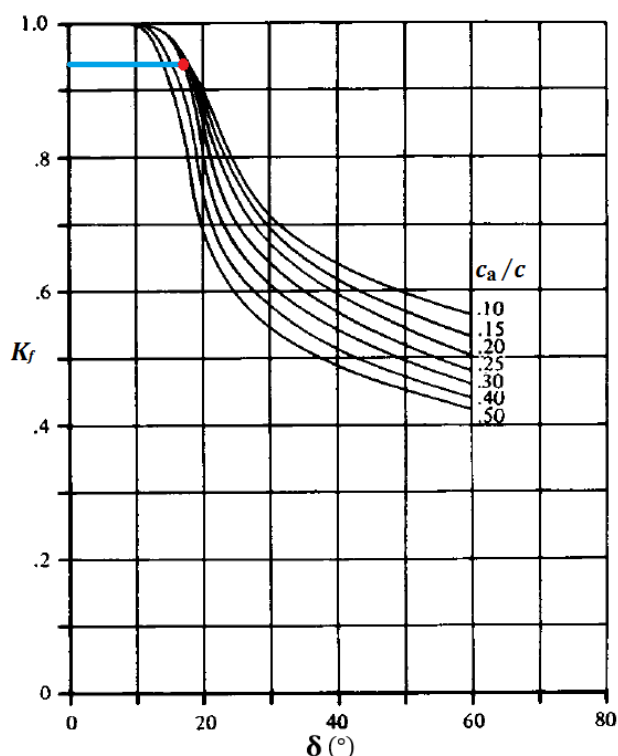
$$\frac{\partial C_{Lw}}{\partial \delta} = 0,9K_f \left(\frac{\partial c_{lw}}{\partial \delta} \right) \frac{S_f}{S_{ref}} \quad (29)$$

Yhtälön (29) referenssipinta-alana S_{ref} käytetään siiven puolikkaan pinta-alaa $S_{1/2}$. Pinta-ala S_f on määritelty luvussa 3.1.1. Yhtälön (29) profiilin nostovoimakertoimen c_{lw} muutos suhteessa siivekkeen poikkeutuskulmaan saadaan siivekkeen janteen pituuden c_a ja siiven paksuuden t avulla kuvassa 4.6 esitetyistä kuvaajista. Kuvaan 4.6 on merkitty havainnollisuuden vuoksi punaisella ympyrällä ja sinisellä katkoviivalla profiilin nostovoimakertoimen muutoksen määräytyminen suunniteltavan koneen parametrien c_a ja t arvoilla.



Kuva 4.6 Kuvaajat profiilin nostovoimakertoimen muutoksen arvon määrittämiseen sekä siivekkeen parametreja havainnollistava kuva. [61]

Yhtälössä (29) K_f on siivekkeen jänteen pituudesta c_a ja siivekkeen poikkeutuskulmasta δ riippuva korjaustermi, jonka arvo luetaan kuvasta 4.7. K_f -termin arvo määritetään suunniteltavan koneen suurimmalla sallitulla siivekkeen poikkeutuskulmalla δ_{limit} . Kuvaan 4.7 on merkitty sinisellä viivalla ja punaisella ympyrällä korjaustermien K_f arvo tilanteessa, jossa kone lentää nopeuksilla V_X ja V_A . Muilla kriittisillä nopeuksilla K_f -termi saa arvon yksi.

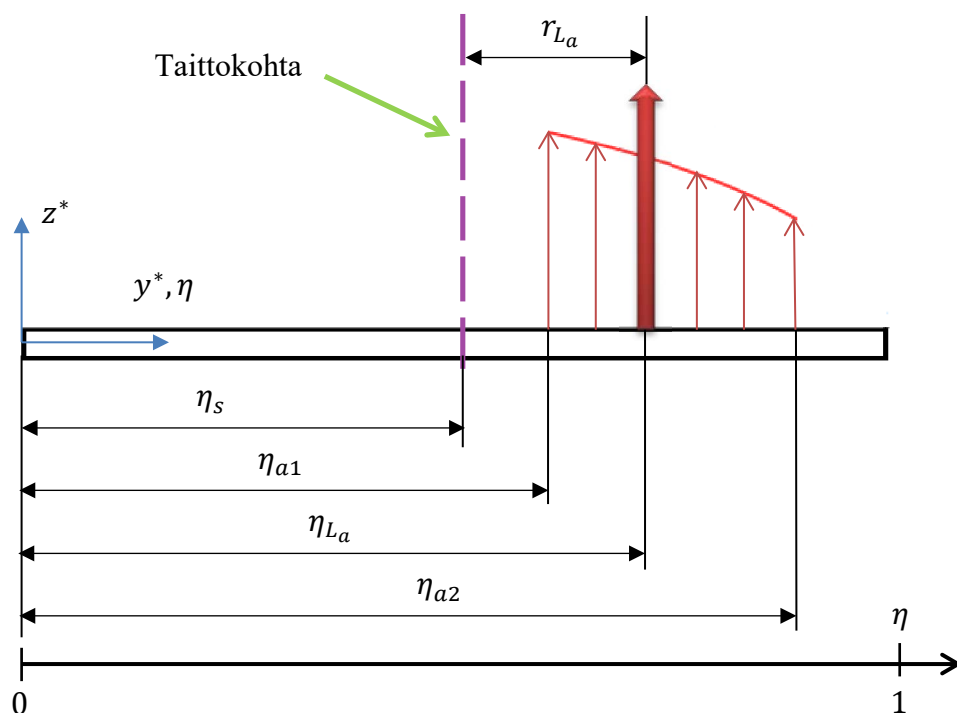


Kuva 4.7 Kuvaajat korjaustermien K_f määrittämiseen. [61]

Siivekkeen tuottaman kärkevälin suuntaisen nostovoimajakauman voidaan olettaa kuvan 4.8 mukaisesti olevan likimain samanmuotoinen siiven symmetrisen nostovoimajakauman kanssa. Oletus perustuu ajatukseen, että siiveke on osa siipeä ja siten virtausominaisuuksiltaan samanlainen siiven kanssa. Oletus siiven ja siivekkeen nostovoimajakaumien samanlaisuudesta on hyvä arvio mutta ei kuvaa todellisuutta. Vaikka siivekepoikkeutuksen tuottama nostovoima painottuu vahvasti siivekkeen alueelle, todellisuudessa siiveke tuottaa nostovoimaa koko siiven alueella. [68] Siivekkeen nostovoimajakauman ollessa samanmuotoinen siiven nostovoimajakauman kanssa voidaan siivekkeen nostovoiman L_a vaikutuskohta η_{La} y^* -akselilla ratkaista iteroimalla yhtälöä (30). Yhtälössä (30) η_{a1} ja η_{a2} kuvaavat kuvan 4.8 mukaisesti siivekkeen jänteen suuntaisten reunojen sijaintia siiven y^* -akselilla. Siivekkeen tuottama nostovoima vaikuttaa etäisyydellä r_{La} siiven taittokohdasta η_s , joten r_{La} lasketaan ulkosiiven nostovoiman vaikutuskohdan η_{La} avulla yhtälöllä (31).

$$\int_{\eta_{a1}}^{\eta_{La}} \sqrt{1 - \eta^2} d\eta = \int_{\eta_{La}}^{\eta_{a2}} \sqrt{1 - \eta^2} d\eta \quad (30)$$

$$r_{La} = \eta_{La} - \eta_s \quad (31)$$



Kuva 4.8 Siivekkeen tuottama nostovoimajakauma, nostovoima ja η -akselin (y^* -akselin) parametreja.

Kaikki siivekepoikkeutuksen nostovoiman määrittämiseen liittyvät lentonopeudesta riippumattomat parametrit on esitetty taulukossa 4.9 ja lentonopeudesta riippuvat ja kuvaajista mitatut parametrit taulukossa 4.10. Taulukon 4.10 kriittiset nopeudet ovat TAS-nopeuksia. Taulukossa 4.10 on esitetty myös laskettu siivekepoikkeutuksen tuottama nostovoima L_a . Kuten taulukosta 4.10 nähdään, nostovoima L_a on määritetty olevan positiivisia kuormitusmonikertoja vastaavilla kriittisillä nopeuksilla (V_A, V_{D+}) positiivista ja negatiivisia kuormitusmonikertoja vastaavilla kriittisillä nopeuksilla (V_X, V_{D-}) negatiivista, jolloin siivekepoikkeutus kriittisillä nopeuksilla lisää ulkosiiven kokonaisnostovoiman L_{wu} (total) absoluuttista arvoa. Siivekepoikkeutuksen tuottaman nostovoiman η -akselin (y^* -akselin) parametrit on merkitty taulukoihin 4.11 ja 4.12. Taulukossa 4.11 on esitetty konseptien A1 ja A2 ja taulukossa 4.12 konseptin B η -akselin parametrit.

Taulukko 4.9 Siivekepoikkeutuksen nostovoiman määrittämisen parametreja.

c (m)	c_a (m)	b_a (m)	c_a/c	t/c (%)	$S_{1/2}$ (m ²)	S_f (m ²)
1,32	0,28	1,25	0,21	13,5	5,75	1,65

Taulukko 4.10 Siivekepoikkeutuksen nostovoima ja lentonopeudesta riippuvat parametrit.

	V (km/h)	δ_{limit} (°)	K_f	$\partial c_{lw}/\partial \delta$	$\partial C_{Lw}/\partial \delta$	C_{La}	L_a (N)
V_X	92	17	0,94	3,72	0,903	0,268	-640
V_A	130	17	0,94	3,72	0,903	0,268	1279
V_{D-}	280	5,7	1	3,72	0,961	0,095	-2104
V_{D+}	280	5,7	1	3,72	0,961	0,095	2104

Taulukko 4.11 Siivekkeen η -akselin (y^* -akselin) parametrit (konseptit A1 ja A2).

η_{a1}	η_{a2}	η_{La}	r_{La} (dim.)	r_{La} (m)
0,607	0,901	0,735	0,235	0,999

Taulukko 4.12 Siivekkeen η -akselin (y^* -akselin) parametrit (konsepti B).

η_{a1}	η_{a2}	η_{La}	r_{La} (dim.)	r_{La} (m)
0,607	0,901	0,735	0,474	2,01

4.5 Ulkosiiven vastus

Siiven vastus lasketaan käyttämällä yhtälöä (32), jossa C_{D_w} kuvaa siiven vastuskerrointa [62]. Yhtälössä (32) ei ole lähtökohtaisesti huomioitu siivekepoikkeutuksen aiheuttamaa vastusta, koska siivekepoikkeutuksen aiheuttama vastus on oletettu pieneksi [68].

$$D_w = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D_w} S \quad (32)$$

Siiven vastuskerrointa C_{D_w} arvioidaan yhtälössä (33) esitetyllä siiven vastuspolaarin parabolisella approksimaatiolla, jossa $C_{D_{0,w}}$ kuvaa siiven nollanostovoiman vastuskerrointa ja K siiven sivusuhteesta A riippuvaa kerrointa [69].

$$C_{D_w} = C_{D_{0,w}} + K C_{L_w}^2 \quad (33)$$

Kerrointa K voidaan arvioida yhtälöllä (34), jossa e kuvaa Oswaldin vakiota. Oswaldin vakioilla otetaan huomioon siiven ja ilmavirtauksen kolmiulotteisuuden vaikutus nostovoimajakaumaan ja -kertoimeen. [69]

$$K = \frac{1}{e\pi A} \quad (34)$$

Siiven nostovoimakerroin C_{L_w} voidaan laskea käyttämällä siiven nostovoiman yhtälöä (35) [62], josta saadaan ratkaistua nostovoimakertoimelle C_{L_w} yhtälön (36) mukainen lauseke.

$$L_w = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{L_w} S \quad (35)$$

$$C_{L_w} = \frac{2L_w}{\rho V^2 S} \quad (36)$$

Ferraron ja muiden [74] kuin myös Obertin [75] mukaan siiven kärkeä suuntaan vastusjakauma on suoralle tasaleveälle siivelle likimain vakio, lukuun ottamatta siiven kärkeä ja tyveä. Lähellä siiven kärkeä vastusjakauma pienenee nopeasti ja lähellä tyveä vastusjakauma kasvaa nopeasti. Kun tehdään konservatiivinen arvio ja oletetaan siiven vastusjakauma vakioksi siiven kärkeä suuntaan, ulkosiiven vastus D_{w_u} voidaan laskea yhtälöllä (37).

$$D_{wu} = \frac{D_w}{2} (1 - \eta_s) \quad (37)$$

Kun siiven vastusjakauma oletetaan vakioksi, ulkosiiven vastus D_{wu} vaikuttaa siiven kärjen ($\eta = 1$) ja taittokohdan η_s puolella välissä, jolloin ulkosiiven vastuksen vaikutuskohdan ja taittokohdan η_s välinen etäisyys r_D lasketaan yhtälön (38) mukaisesti. Ulkosiiven vastuksen synnyttämä taivutusmomentti z^* -akselin ympäri M_z lasketaan yhtälöllä (39).

$$r_D = \frac{1 - \eta_s}{2} \quad (38)$$

$$M_z = D_{wu} r_D \quad (39)$$

Siiven vastuksen laskemisessa käytettyjen parametrien arvot on merkitty taulukkoon 4.13 ja yhtälöiden (37)... (39) y^* -akselin parametrit taulukkoon 4.14. Taulukossa 4.15 on esitetty kriittisiä lentonopeuksia vastaava siiven vastus D_w sekä laskujen välituloksia ja taulukossa 4.16 kriittisiä lentonopeuksia vastaavat ulkosiiven vastukset D_{wu} ja M_z -momentit. Taulukoiden 4.14 ja 4.16 parametrit riippuvat taittomekanismikonseptista. Taulukoissa 4.14 ja 4.16 merkintä {A} viittaa konsepteihin A1 sekä A2 ja merkintä {B} konseptiin B.

Taulukossa 4.13 esitetyn siiven nollanostovoiman vastuksen $C_{D_0,w}$ ja Oswaldin vakion e arvoina on käytetty Cessna 150 -koneen siiven referenssiarvoja. Siiven nollanostovoiman vastuskertoimeen ja Oswaldin vakioon keskeisesti vaikuttavia parametreja ovat siiven tasomuoto, sivusuhte, pinta-ala ja paksuus. Cessna 150 -koneen siiven parametrien $C_{D_0,w}$ ja e arvot sopivat hyvin suunnittelun referenssiksi, koska Cessna 150 on pieni ja kevyt yläsiipinen kone, jonka siipi on tasomuodoltaan, sivusuhteeltaan ja paksuudeltaan lähes identtinen sekä pinta-alaltaan samaa kokoluokkaa suunniteltavan koneen siiven kanssa. [68]

Taulukko 4.13 Siiven vastuksen laskemisessa käytettyjä parametreja. [68]

S (m ²)	ρ (kg/m ³)	$C_{D_0,w}$	A	e	K
11,50	1,273	0,0128	6,28	0,77	0,0658

Taulukko 4.14 Ulkosiiven vastuksen η -akselin (y^ -akselin) parametrit. Merkintä {A} viittaa konsepteihin A1 sekä A2 ja merkintä {B} konseptiin B.*

η_s {A}	r_D (dim) {A}	r_D (m) {A}	η_s {B}	r_D (dim) {B}	r_D (m) {B}
0,500	0,250	1,063	0,261	0,369	1,570

Taulukko 4.15 Siiven vastus ja laskujen välituloksia.

	V (km/h)	L_w (N)	C_{L_w}	C_{D_w}	D_w (N)
V_X	92	-13279	-2,78	0,520	2488
V_A	130	26558	2,78	0,522	4984
V_{D-}	280	-13279	-0,30	0,019	827
V_{D+}	280	26558	0,60	0,036	1613

Taulukko 4.16 Ulkosiiven vastus ja sen synnyttämä taivutusmomentti z^* -akselin ympäri. Merkintä $\{A\}$ viittaa konsepteihin A1 sekä A2 ja merkintä $\{B\}$ konseptiin B.

	D_{w_u} (N) $\{A\}$	D_{w_u} (N) $\{B\}$	M_z (Nm) $\{A\}$	M_z (Nm) $\{B\}$
V_X	622	919	661	1443
V_A	1246	1841	1324	2890
V_{D-}	207	305	220	479
V_{D+}	403	596	428	935

4.6 Ulkosiiven hitausvoimat

Translaatiokiihtyvyydet ja kulmakiihtyvyydet synnyttävät lentokoneeseen hitausvoimia Newtonin II lain mukaisesti. Suunniteltavan koneen kriittisimmäksi lentotilanteeksi on määritelty kallistuksen aloitus koneen lentäessä kaarevalla radalla, jolloin koneeseen kohdistuu sekä translatiivinen pystykiihtyvyys että kallistuksen synnyttämä kulmakiihtyvyys. Koneen pystykiihtyvyys eli kuormitusmonikerta n vaikuttaa puolikkaan siiven painojakaumaan $q_m(y)$ yhtälön (40) esittämällä tavalla. Suunniteltavan koneen siipi on tasaleveä ja tasapaksu, jolloin puolikkaan siiven massajakauma on yhtälön (41) mukaisesti riippumaton y-koordinaatista. [62]

$$q_m(y) = -[n]gm(y) \quad (40)$$

$$m(y) = m = \frac{m_w}{b_w/2} \quad (41)$$

Ulkosiiven paino G_u saadaan yhtälön (42) mukaisesti integroimalla painojakaumaa q_m ulkosiiven pituuden yli. Siiven painojakauma on vakio siiven kärkivälillä, joten ulkosiiven paino G_u vaikuttaa kuvan 4.9 mukaisesti kohdassa η_{G_u} eli keskellä ulkosiiven painojakaumaa. Siiven paino vaikuttaa yhtälön (43) mukaisesti etäisyydellä r_{G_u} siiven taittokohdasta.

$$G_u = \int_{\eta_s}^1 q_m d\eta = q_m(1 - \eta_s) \quad (42)$$

$$r_{G_u} = \eta_{G_u} - \eta_s \quad (43)$$

Suunniteltavan koneen painojakauman laskemisessa käytettyjen parametrien arvot on esitetty taulukossa 4.17. Taulukossa 4.17 on esitetty myös kriittisiä kuormitusmonikertoja n^+ ja n^- vastaavat painojakaumien arvot q_{m+} ja q_{m-} . Painojakaumat q_{m+} ja q_{m-} ovat kummatkin negatiivisia, koska positiivisilla kuormitusmonikerralla n^+ painojakauma vaikuttaa nostovoimaan nähden vastakkaissuuntaisena ja negatiivisella kuormitusmonikerralla n^- nostovoimaan nähden samansuuntaisena. Kriittisiä kuormitusmonikertoja vastaavat ulkosiiven painot G_{u+} ja G_{u-} sekä η -akselin (y -akselin) parametrit on esitetty taulukoissa 4.18 ja

Taulukko 4.17 Painojakauman laskemisessa käytetyt parametrit ja kriittisiä kuormitusmonikertoja vastaavien painojakaumien arvot.

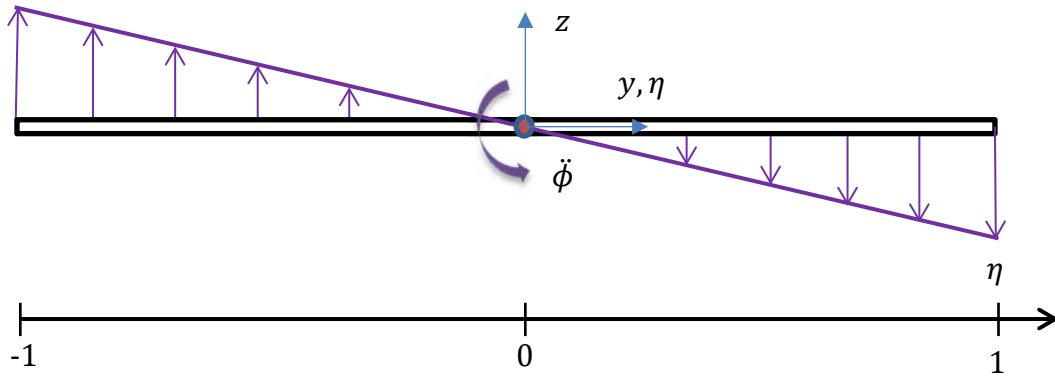
Taulukko 4.18 Ulkosiiven kriittisiä kuormitusmonikertoja vastaavat painot ja painoon liittyvät η -akselin (y-akselin) parametrit (konseptit A1 ja A2).

Taulukko 4.19 Ulkosiiven kriittisiä kuormitusmonikertoja vastaavat painot ja painoon liittyvät η -akselin (y-akselin) parametrit (konsepti B).

Koneen kallistuminen kulmakiiktyvyydellä $\ddot{\phi}$ synnyttää koneen siipeen hitausvoimia dF , joita voidaan kuvata yhtälöllä (44).

57

Yhtälössä (44) dF kuvaa infinitesimaalisen siipi-runko-yhdistelmän kaistaleen massa-alkioon dm kohdistuvaa infinitesimaalista hitausvoimaa, joka syntyy koneen kallistuessa kulmakiihtyvyydellä $\ddot{\phi}$ koneen kallistusakselin ympäri. Parametri y_F kuvaa massa-alkion dm sijaintia siiven rakennekoordinaatiston y -akselilla. Yhtälön (44) ratkaisemiseksi ja ulkosiiven hitausvoimien selvittämiseksi on tunnettava koneen liikeyhtälöt. Koneen liikeyhtälöitä ei voida konseptisuunnittelussa arvioida, joten kallistuksen kulmakiihtyvyyden tuottamia siiven hitausvoimia ei taittomekanismin kuormien laskennassa huomioida. Yhtälöstä (44) voidaan kuitenkin päätellä hitausvoimien muoto, joka on esitetty kuvassa 4.10. Kuten kuvasta 4.10 nähdään, hitausvoimien absoluuttiset arvot kasvavat lineaarisesti kuljettaessa siiven tyvestä ($\eta = 0$) kohti siiven kärkeä ($\eta = \pm 1$), koska hitausvoimat dF riippuvat lineaarisesti hitausvoimien vaikutuskohdasta siiven y -akselilla (η -akselilla). [62]



Kuva 4.10 Koneen kallistuksen synnyttämien hitausvoimien jakauma siiven kärkivälillä eli y -akselilla (η -akselilla).

4.7 Ulkosiiven vääntömomentti

Ulkosiiven kokonaisvääntömomentti $M_{y,w_u}(total)$ muodostuu yhtälön (45) mukaisesti symmetrisen nostovoimajakauan vääntömomentista M_{y,w_u} ja siivekepoikkeutuksen tuottamasta lisävääntömomentista $M_{y,a}$.

$$M_{y,w_u}(total) = M_{y,w_u} + M_{y,a} \quad (45)$$

Ulkosiiven symmetrisen nostovoimajakauan vääntömomentti M_{y,w_u} syntyy aerodynaamisten voimien aiheuttamasta pituusmomentista M_{y^*,w_u} , hitausvoimista ja siipikotelon leikkausvoimista. Kun oletetaan siiven vääntökeskiön yhtyvän siiven aerodynaamiseen keskiöön, siipikotelon leikkausvoimat kulkevat vääntökeskiön läpi eivätkä synnytä vääntömomenttia siipeen. Ulkosiiven pituusmomentti M_{y^*,w_u} vaikuttaa aerodynaamisessa koordinaatistossa, mutta koordinaatistomääritysten mukaisesti pituusmomentti voidaan siirtää rakennekoordinaatistoon ilman muunnoskaavoja. Puolikkaan siiven symmetrisen nostovoimajakauan vääntömomentti $M_{y,w}$ voidaan laskea yhtälöllä (46), jossa $m_{y,w}$ kuvaa pituusmomentin ja hitausvoimien vääntömomenttijakaumaa, F pistevoimia sekä z ja x pistevoimien momenttivarsia. Ulkosiiven symmetrisen nostovoimajakauan vääntömomentti M_{y,w_u} saadaan, kun yhtälön (46) vääntömomenttijakaumaa $m_{y,w}$ integroidaan lähtien taittokohdasta

$\eta = \eta_s$. Kun lisäksi otetaan huomioon, että merkittäviä pistevoimia ei ole, ulkosiiven symmetrisen nostovoimajakauman vääntömomentti M_{y,w_u} supistuu yhtälössä (47) esitettyyn muotoon. Vääntömomenttijakauma $m_{y,w}$ lasketaan yhtälöllä (48). [62]

$$M_{y,w}(\eta) = \int_{\eta}^1 m_{y,w}(\eta) d\eta + \sum zF - \sum xF \quad (46)$$

$$M_{y,w_u}(\eta) = \int_{\eta_s}^1 m_{y,w}(\eta) d\eta \quad (47)$$

$$m_{y,w}(\eta) = x_{cg,w}(\eta)q_m(\eta) + \frac{1}{2}\rho V^2 c^2(\eta)c_m \quad (48)$$

Yhtälössä (48) $x_{cg,w}$ kuvaa siiven painopisteen etäisyyttä aerodynaamisesta keskiöstä, q_m puolikkaan siiven painojakaumaa, c profiilin jännettä ja c_m profiilin pituusmomenttikerrointa. Siiven painopisteen etäisyyttä aerodynaamiseen keskiöön ei tiedetä, mutta painopisteen etäisyys $x_{cg,w}$ on arvioitu pieneksi, joten siiven paino voidaan jättää huomiotta vääntömomentin $m_{y,w}$ laskennassa. Tasaleveillä siivillä siiven painopiste sijaitsee tavallisesti välillä $0,25c-0,30c$ siiven johtoreunasta, jolloin $x_{cg,w}$ saa pienimmillään arvon $x_{cg,w} = 0$ ja suurimmillaan arvon $x_{cg,w} = 0,05c$. Kun siiven paino jätetään huomiotta ja tiedetään siiven janteen olevan vakio $c = c_{g,w}$, saadaan vääntömomentille M_{y,w_u} yhtälössä (49) esitetty muoto sijoittamalla yhtälö (48) yhtälöön (47). [50, 62]

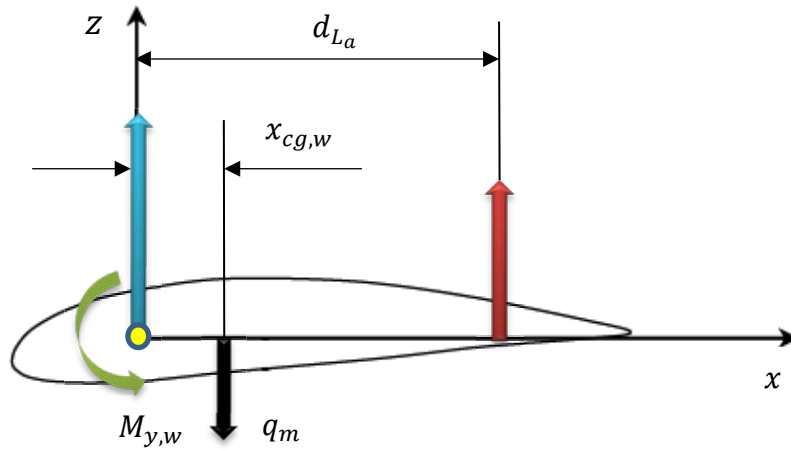
$$M_{y,w_u} = \int_{\eta_s}^1 \frac{1}{2}\rho V^2 c_{g,w}^2 c_m d\eta = \frac{1}{2}\rho V^2 c_{g,w}^2 c_m (1 - \eta_s) \quad (49)$$

Itseisarvoiltaan suurimmilla, positiivisilla kuormitusmonikerroilla siiven painon huomiotta jättäminen on konservatiivinen arvio, koska positiivisilla kuormitusmonikerroilla siiven paino pienentää vääntömomentin M_{y,w_u} arvoa. Positiivisilla kuormitusmonikerroilla siiven painojakauma q_m on kuvan 4.11 mukaisesti negatiivinen ja sijaitsee aerodynaamisen keskiön ja nostovoiman oikealla puolella lähellä aerodynaamista keskiötä. Tällöin q_m pyrkii kuvan 4.11 mukaisesti kiertämään siiven poikkileikkausta positiiviseen suuntaan eli vastapäivään, kun taas ulkosiiven symmetrisen nostovoimajakauman vääntömomentti M_{y,w_u} ja siivekepoikkeutuksen tuottama vääntömomentti $M_{y,a}$ pyrkivät kiertämään poikkileikkausta negatiiviseen suuntaan eli myötäpäivään. Momenttien M_{y,w_u} ja $M_{y,a}$ yhteisvaikutus on selvästi suurempi kuin painojakauman tuottama momentti, joten positiivisilla kuormitusmonikerroilla siiven painon huomiotta jättäminen on konservatiivinen arvio.

Siivekepoikkeutuksen tuottama vääntömomentti $M_{y,a}$ lasketaan yhtälöllä (50), jossa d_{L_a} kuvaa kuvan 4.11 mukaista siivekepoikkeutuksen tuottaman nostovoiman L_a momenttivartta suhteessa aerodynaamiseen keskiöön. Voiman L_a oletetaan vaikuttavan siivekkeen aerodynaamisen keskiöllä, joka sijaitsee siivekkeen neljännesviivalla.

$$M_{y,a} = -d_{L_a} L_a \quad (50)$$

Ulkosiiven vääntömomentin laskemisessa käytettyjen parametrien arvot on merkitty taulukoon 4.20. Ulkosiiven kokonaisvääntömomentti $M_{y,w_u}(total)$, symmetrisen nostovoimajakauman ulkosiiven vääntömomentti M_{y,w_u} ja siivekepoikkeutuksen tuottama vääntömomentti $M_{y,a}$ on merkitty taulukoihin 4.21 ja 4.22.



Kuva 4.11 Siiven poikkileikkauksen vääntökuormitus rakennekoordinaatistossa (aerodynaaminen keskiö on merkitty keltaisella ympyrällä).

Taulukko 4.20 Ulkosiiven vääntömomentin laskemisessa käytettyjä parametreja. Merkintä {A} viittaa konsepteihin A1 sekä A2 ja merkintä {B} konseptiin B.

ρ (kg/m ³)	$c_{g,w}$ (m)	η_s {A}	η_s {B}	c_m	d_{La} (m)
1,273	1,32	0,500	0,261	-0,010	0,95

Taulukko 4.21 Ulkosiiven kokonaisvääntömomentti ja välituloksia (konseptit A1 ja A2).

	V (km/h)	L_a (N)	M_{y,w_u} (Nm)	$M_{y,a}$ (Nm)	$M_{y,w_u}(total)$ (Nm)
V_X	92	-640	-4	608	605
V_A	130	1279	-7	-1215	-1222
V_{D-}	280	-2104	-34	1999	1965
V_{D+}	280	2104	-34	-1999	-2032

Taulukko 4.22 Ulkosiiven kokonaisvääntömomentti ja välituloksia (konsepti B).

	V (km/h)	L_a (N)	M_{y,w_u} (Nm)	$M_{y,a}$ (Nm)	$M_{y,w_u}(total)$ (Nm)
V_X	92	-640	-5	608	603
V_A	130	1279	-11	-1215	-1226
V_{D-}	280	-2104	-50	1999	1949
V_{D+}	280	2104	-50	-1999	-2048

4.8 Taittomekanismin kantamat kuormat

Taittomekanismin kantamat kuormat määritetään kaikille kriittisille nopeuksille taittokohdan poikkileikkauksessa vaikuttavina leikkausvoimana Q_z , taivutusmomentteina M_x ja M_z sekä vääntömomenttina M_y . Taittokohdassa vaikuttava vääntömomentti M_y on määritetty luvussa 4.7 ulkosiiven kokonaisvääntömomenttina $M_{y,w_u}(total)$, mutta taittomekanismien kantamien kuormien määrittämisessä käytetään ulkosiiven kokonaisvääntömomentista lyhyempää ilmaisua 'taittokohdan vääntömomentti' ja merkintää M_y . Siiven vastuksen aiheuttamaa siiven jänteen eli x -koordinaatin suuntaista leikkausvoimaa Q_x ei huomioida. Siiven taittokohdassa vaikuttava leikkausvoima Q_z saadaan summaamalla aikaisemmin yhtälössä (1) esitetty ulkosiiven kokonaisnostovoima $L_{w_u}(total)$ ja ulkosiiven paino G_u yhtälön (51) mukaisesti. Taittokohdassa vaikuttava taivutusmomentti M_x saadaan samalla periaatteella kuin leikkausvoima Q_z , mutta taivutusmomentin M_x laskemisessa ulkosiipeen vaikuttavat voimat kerrotaan yhtälön (52) mukaisesti voimien momenttivarsilla.

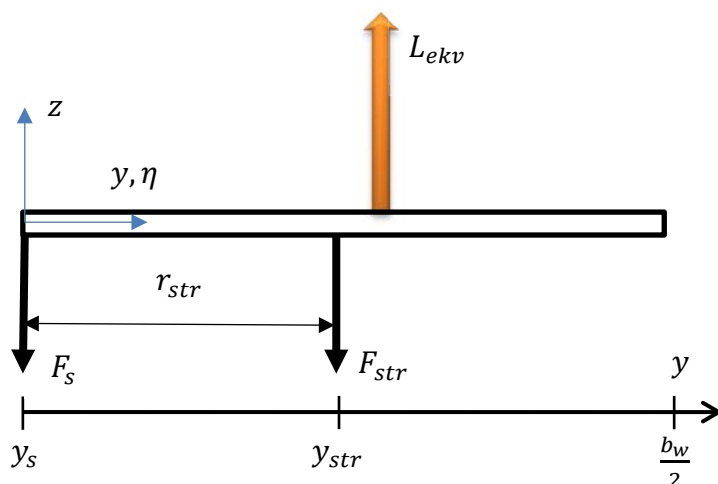
$$Q_z = L_{w_u}(total) + G_u = L_{w_u} + L_a + G_u \quad (51)$$

$$M_x = r_L L_{w_u} + r_{L_a} L_a + r_{G_u} G_u \quad (52)$$

Yhtälön (51) mukaan laskettu leikkausvoima Q_z on konseptissa B arvio, koska konseptissa B käytetään streevaa, joka vaikuttaa taittokohdassa vaikuttavaan leikkausvoimaan. Konseptissa B käytetään streevaa ja etusalkojen liitos on siiven taittokohdassa nivellinen, joten streeva kantaa ideaalisesti ulkosiiven taivutusmomentin M_x mutta ei leikkausvoimaa Q_z . Streevan synnyttämän tukivoiman F_{str} ja siten myös siiven taittokohdan leikkausvoiman Q_z suuruus riippuvat konseptissa B pitkälti kuvassa 4.12 esitetyn streevan tukivoiman momenttivarresta r_{str} . Momenttivarsi r_{str} puolestaan riippuu streevan kiinnityskohdasta y_{str} yhtälön (53) mukaisesti.

$$r_{str} = y_{str} - y_s \quad (53)$$

Kuvassa 4.12 on esitetty ulkosiiven vapaakappalekuva tarkemmin määrittelemättömässä lentotilanteessa. Kuvan 4.12 mukaisesti ulkosiipeen vaikuttaa sisäsiiven ja streevan tukivoimat F_s ja F_{str} sekä kaikkien ulkosiiven voimajakaumien ekvivalenttivoima L_{ekv} , jonka suuruus ja vaikutuskohta riippuvat lentotilasta. Ekvivalenttivoima L_{ekv} vaikuttaa lähellä kohtaa, jossa ulkosiiven nostovoima L_{w_u} vaikuttaa, sillä ulkosiiven nostovoima on selvästi suurempi kuin muut ulkosiipeen kohdistuvat voimat. Jos streeva kiinnittyy siipeen täysin samaan kohtaan, jossa myös ekvivalenttivoima L_{ekv} vaikuttaa, ovat reaktiovoima F_s ja leikkausvoima Q_z taittokohdassa nollia, jolloin taittomekanismin kannettavaksi jää ainoastaan siiven vääntömomentti M_y . Suurin leikkausvoima Q_z syntyy, kun streeva kiinnitetään mahdollisimman lähelle taittokohtaa eli tilanteessa, jossa r_{str} lähestyy nollaa. Konseptin B taittokohdan leikkausvoima Q_z määritetään olettaen streevan olevan kiinnitetty lähelle siiven taittokohtaa niin, että taittokohdassa vaikuttava leikkausvoima Q_z vastaa leikkausvoimaa, joka syntyisi ilman streevaa. Oletus on konservatiivinen, sillä streeva voidaan kiinnittää kauemmas siiven taittokohdasta niin, että lentotilasta riippuvan ekvivalenttivoiman vaikutuskohta ei missään lentotilanteessa muutu niin paljon, että streevallisen siiven taittokohdassa vaikuttava leikkausvoima Q_z olisi suurempi kuin streevattoman siiven taittokohdassa vaikuttava leikkausvoima Q_z .



Kuva 4.12 Ulkosiiven vapaakappalekuva tarkemmin määrittelemättömässä lentotilanteessa.

Taulukoihin 4.23 ja 4.24 on merkitty siiven taivutmekanismin kantamat kuormat eli leikkausvoima Q_z , taivutusmomentit M_x ja M_z sekä vääntömomentti M_y . Taulukoihin 4.23 ja 4.24 on merkitty myös yhteenvetona kaikkein oleelliset kuormitusolosuhteeseen liittyvät parametrit. Konsepteissa A1 ja A2 leikkausvoima Q_z saadaan summaamalla ulkosiiven ja siivekepoikkeutuksen nostovoimat L_{wu} ja L_a taulukoista 4.7 ja 4.10 sekä ulkosiiven paino G_u taulukosta 4.18. Konseptissa B taivutuskohdan leikkausvoima Q_z saadaan summaamalla ulkosiiven ja siivekepoikkeutuksen nostovoimat L_{wu} ja L_a taulukoista 4.8 ja 4.10 sekä ulkosiiven paino G_u taulukosta 4.19. Yhtälössä (52) käytettävien taivutusmomenttien momentti-
varsien arvot on määritetty taulukoissa 4.7, 4.8, 4.11, 4.12, 4.18 ja 4.19. Taivutuskohdassa vaikuttavat siiven taivutusmomentti M_z ja vääntömomentti M_y on määritetty aikaisemmin luvuissa 4.5 ja 4.7, taulukoissa 4.16, 4.21 ja 4.22.

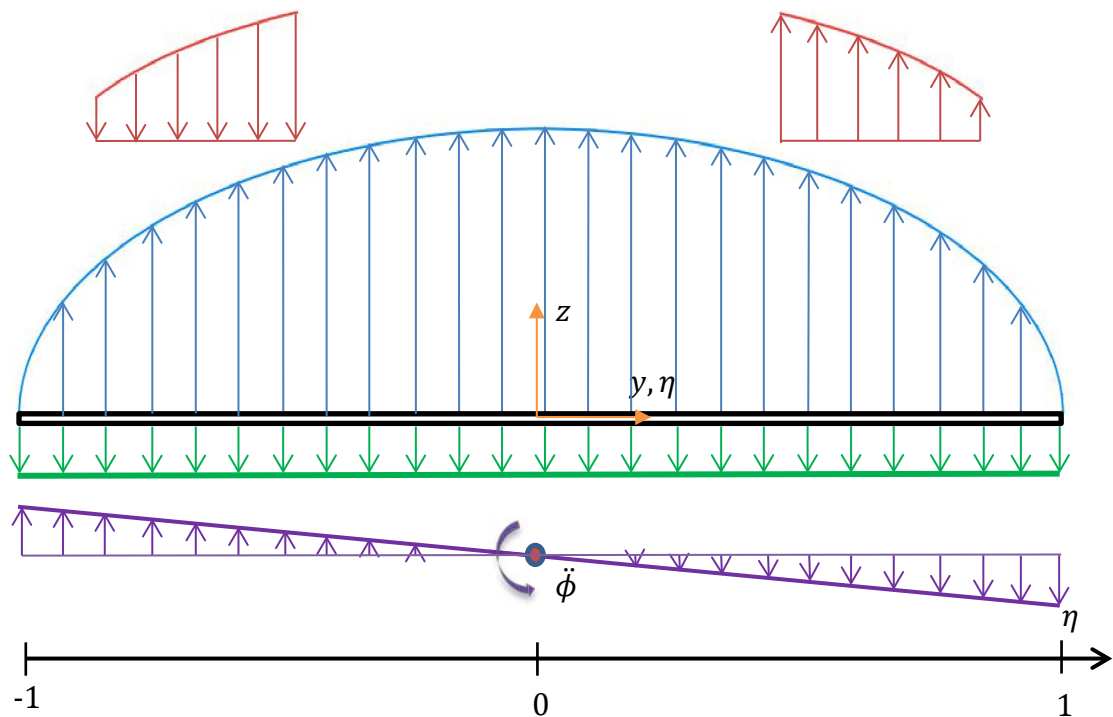
Kuten taulukoista 4.23 ja 4.24 nähdään, suurin taivutuskohdassa vaikuttava leikkausvoima Q_z , taivutusmomentti M_x ja vääntömomentti M_y saavutetaan kriittisellä lentonopeudella V_{D+} , joka kuvastaa lentonopeutta V_D suurimmalla sallitulla positiivisella kuormitusmonikerralla n^+ . Ulkosiiven vastuksen synnyttämä momentti M_z sen sijaan on suurimmillaan lentonopeudella V_A . Siiven taivutuskohdan kuormat ovat negatiivisella kuormitusmonikerralla n^- järjestäen pienempiä kuin taivutuskohdan kuormat positiivisella kuormitusmonikerralla. Taulukoissa 4.23 ja 4.24 esitetyissä taivutuskohdan kuormituksissa ei ole huomioitu kuvassa 4.13 violetilla esitettyä kallistuksen kulmakiihtyvyyden $\ddot{\phi}$ tuottamaa siiven hitausvoimajakamaa, joka vaikuttaa taivutuskohdan kuormitusten suuruuksiin ja saattaa vaikuttaa kriittisimmän lentonopeuden määrittymiseen. Kuvassa 4.13 on esitetty koko siiven voimajakamat kriittisimmässä lentotilanteessa eli koneen lentäessä kaarevalla radalla aloittaen samalla kallistuksen. Kuva 4.13 kuvaa positiivisen kuormitusmonikerran voimajakamia, sillä lennetäessä kaarevalla radalla negatiivisella kuormitusmonikerralla symmetrinen nostovoimajakama (sininen) on samansuuntainen painojakauman (vihreä) kanssa. Kuten kuvasta 4.13 nähdään, jos siivekepoikkeutuksen tuottaman nostovoimajakamaan (punainen) oletetaan olevan suurempi kuin kallistuksen kulmakiihtyvyyden tuottama hitausvoimajakama (violetti), suurin ulkosiiven eli taivutuskohdan kuormitus syntyy positiivisella siivekepoikkeutuksen nostovoimalla, jolloin kallistuksen kulmakiihtyvyyden tuottaman hitausvoimajakamaan huomiotta jättäminen suurentaa taivutuskohdan kuormitusta ja on konservatiivinen oletus.

Taulukko 4.23 Siiven taitekohdassa vaikuttavat eli taittomekanismin kantamat kuormat kriittisillä lentonopeuksilla (konseptit A1 ja A2).

	V (km/h)	n	δ_{limit} ($^{\circ}$)	Q_z (N)	M_x (Nm)	M_y (Nm)	M_z (Nm)
V_X	92	-2,0	17	-3627	-3124	605	661
V_A	130	4,0	17	5599	4829	-1222	1324
V_{D-}	280	-2,0	5,7	-4931	-4586	1965	220
V_{D+}	280	4,0	5,7	6424	5653	-2032	428

Taulukko 4.24 Siiven taitekohdassa vaikuttavat eli taittomekanismin kantamat kuormat kriittisillä lentonopeuksilla (konsepti B).

	V (km/h)	n	δ_{limit} ($^{\circ}$)	Q_z (N)	M_x (Nm)	M_y (Nm)	M_z (Nm)
V_X	92	-2,0	17	-5588	-6901	603	1443
V_A	130	4,0	17	9203	10705	-1226	2890
V_{D-}	280	-2,0	6	-7052	-8362	1949	479
V_{D+}	280	4,0	6	10028	11528	-2048	935



Kuva 4.13 Koko siiven voimajakaumat kriittisimmässä lentotilanteessa eli koneen lentäessä kaarevalla radalla aloittaen samalla kallistuksen. Voimajakaumat on merkitty kuvaan seuraavilla väreillä: symmetrinen nostovoimajakauma (sininen), siivekepoikkeutuksien tuottamat nostovoimat (punainen), painojakauma (vihreä) ja kallistuksen kulmakiikityvyyden tuottama hitausvoimajakauma (violetti).

5 Taittomekanismikonseptien rakenteiden mitoitus

5.1 Materiaalit, kuormat ja suurimmat sallitut jännitykset

Lentokoneissa käytetään yleensä pulttien materiaalina korkealujuuksista terästä tai titaania [62], joten taittomekanismien tappien ja akselitankojen materiaaliksi on valittu SSAB-yrityksen valmistama Docol 1400 DP -suurlujuusteräs. Docol 1400 -teräksellä on erityisen hyvät lujuusominaisuudet ja sähkögalvaanisella päällysteellä myös hyvä korroosion sietokyky. Lisäksi Docol 1400 on yleinen ja luotettava autoteollisuudessa käytetty materiaali, jota käytetään usein rakenteissa, joihin kohdistuu vaihteleva kuormitus. [77, 78] Kaikkien muiden rakenteiden materiaaleina käytetään alumiiniseosta 2024-T3, joka on yleinen lentokoneiden rakenteissa käytetty materiaali. Alumiiniseoksella 2024-T3 on korkea ominaislujuus, erinomaiset väsymisominaisuudet ja taittomekanismin rakenteeksi riittävä korroosion sietokyky. Lisäksi alumiiniseos 2024-T3 on helposti työstettävissä ja halpa materiaali. [79]

Docol 1400 -teräksen ja alumiiniseoksen 2024-T3 materiaaliparametrit on merkitty taulukoihin 5.1 ja 5.2. Taulukoissa 5.1 ja 5.2 on esitetty materiaalien tiheydet ρ sekä myödyn ja murtumisen vetolujuudet $\sigma_{myö}$ ja σ_{mur} ja leikkauslujuudet $\tau_{myö}$ ja τ_{mur} . Taulukossa 5.2 on esitetty myös alumiiniseoksen kimmomoduuli E ja murtumisen bearing-lujuus $\sigma_{b,mur}$. Materiaalien puristuslujuuksien on arvoitu vastaavan niiden vetolujuutta, mikä on yleensä hyvä arvio metalleille. Materiaalien leikkauslujuudet on arvioitu kertomalla alumiiniseoksen 2024-T3 vetolujuus kertoimella 0,55 ja Docol 1400 -teräksen vetolujuus kertoimella 0,58. [80]

Taulukko 5.1 Docol 1400 DP -teräksen materiaaliparametrit. [78]

ρ (kg/m ³)	$\sigma_{myö}$ (Mpa)	$\tau_{myö}$ (Mpa)	σ_{mur} (Mpa)	τ_{mur} (Mpa)
7870	1225	710,5	1500	870

Taulukko 5.2 Alumiiniseoksen 2024-T3 materiaaliparametrit. [79]

ρ (kg/m ³)	$\sigma_{myö}$ (Mpa)	$\tau_{myö}$ (Mpa)	σ_{mur} (Mpa)	τ_{mur} (Mpa)	$\sigma_{b,mur}$ (Mpa)	E (Gpa)
2768	330	182	441	243	690	73,8

Ultrakevyiden lentokoneiden tarkastuskäsikirjan [58] mukaan koneen rakenteiden on kestävä rajakuormat ilman pysyviä muodonmuutoksia, mikä toteutuu metallien myötörajoilla. Toisaalta tarkastuskäsikirjan mukaan koneen rakenteiden on myös kestävä murtokuormat, jotka saadaan kertomalla rajakuormat varmuuskertoimella MoS . Varmuuserroin on suurimmalle osalle lentokonerakenteista 1,5, mutta pultti- tai tappisaranoille on käytettävä tarkastuskäsikirjan mukaan varmuuserrointa 3,0. Lisäksi tarkastuskäsikirja ohjeistaa käyttämään riskialttiille ja epävarmoille ratkaisuille suuria varmuuskertoimia, joten kaikkien taittomekanismin kuormia kantavien rakenteiden varmuuskertoimena käytetään arvoa $MoS = 3,0$. Varmuuskertoimella $MoS = 3,0$ materiaalien murtolujuudet ovat rakenteiden kestävyyskannalta rajoittavampia kuin myötölujuudet, joten rakenteiden suurimpina sallittuina veto- ja leikkauslujuuksina käytetään varmuuskertoimen avulla murtolujuuksista laskettuja arvoja σ_{max} ja τ_{max} . Tappien ja akselitankojen suurimmat sallitut veto-/puristus- ja leikkauslujuudet $\sigma_{t,max}$ ja $\tau_{t,max}$ sekä tiheys ρ_t on merkitty taulukkoon 5.3 ja muiden rakenteiden suurimmat sallitut veto-/puristus-, leikkaus- ja bearing-lujuudet $\sigma_{m,max}$, $\tau_{m,max}$ ja $\sigma_{m,b,max}$ sekä tiheys ρ_m taulukkoon 5.4.

Taulukko 5.3 Tappien ja akselitankojen materiaaaliparametrit.

ρ_t (kg/m ³)	MoS	$\sigma_{t,max}$ (Mpa)	$\tau_{t,max}$ (Mpa)
7870	3,0	500	290

Taulukko 5.4 Muiden taittomekanismin rakenteiden materiaaaliparametrit.

ρ_m (kg/m ³)	MoS	$\sigma_{m,max}$ (Mpa)	$\tau_{m,max}$ (Mpa)	$\sigma_{m,b,max}$ (Mpa)	E_m (Gpa)
2768	3,0	147	81	230	73,8

Taittomekanismikonseptit mitoitetaan luvussa 4 määritettyjen kriittisimpien kuormien mukaan. Kriittisin kuormitus syntyy konsepteissa A1 ja A2 positiivisella kuormitusmonikerralla n^+ nopeudella V_D , jolloin taittomekanismi kuormittuu taulukossa 5.5 esitettyjen kuormitusten mukaisesti. Ulkosiiven vastuksen synnyttämää kuormia eli leikkausvoimaa Q_x ja momenttia M_z ei taittomekanismin mitoituksessa huomioida, koska ulkosiiven vastuksen synnyttämät kuormat ovat pieniä verrattuna muihin kuormituksiin. Konseptissa B ulkosiiven vastuksen synnyttämä momentti M_z saattaa kuitenkin olla kriittisellä lentonopeudella V_A merkittävä, joten konseptin B taittomekanismin rakenteisiin kohdistuvien voimien määrittämisessä tarkastellaan myös ulkosiiven vastuksen synnyttämää momenttia M_z . Konseptin B kriittisin kuormitus syntyy positiivisella kuormitusmonikerralla n^+ nopeudella V_A tai V_D , jolloin taittomekanismi kuormittuu taulukossa 5.6 esitettyjen kuormitusten mukaisesti.

Taulukko 5.5 Taittomekanismin mitoituksessa käytettävät siiven taittokohdan kuormitukset konsepteissa A1 ja A2.

Q_z (N)	M_x (Nm)	M_y (Nm)
6424	5653	-2032

Taulukko 5.6 Taittomekanismin mitoituksessa käytettävät siiven taittokohdan kuormitukset konseptissa B.

	Q_z (N)	M_x (Nm)	M_y (Nm)	M_z (Nm)
V_A	9203	10705	-1226	2890
V_D	10028	11528	-2048	935

5.2 Periaatteet ja rakenteisiin kohdistuvat voimat

5.2.1 Konseptit A1 ja A2

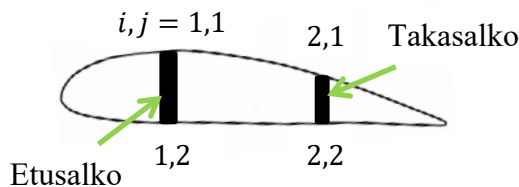
Konseptin A1 ja A2 taittomekanismin massat m_{A1} ja m_{A2} koostuvat yhtälöiden (54) ja (55) mukaisista osamassoista, jotka on lueteltu yhtälöiden alle ilman konseptiin viittaavaa alaindeksiä.

$$m_{A1} = m_{A1,t} + m_{A1,kp} + m_{A1,luk} + m_{A1,at} + m_{A1,a} \quad (54)$$

$$m_{A2} = m_{A2,t} + m_{A2,kp} + m_{A2,luk} + m_{A2,at} + m_{A2,a} \quad (55)$$

- m_t , tappien massa
- m_{kp} , korvakepalojen massa
- m_{luk} , lukitusrakenteiden massa
- m_{at} , aktuaattorin akselitankojen massa
- m_a , aktuaattorin massa

Korvakepalojen massa määritetään mitoittamalla korvakkeet ja arvioimalla korvakepalojen muiden rakenteiden massa. Kuvassa 5.1 on esitetty laskuissa käytetty tappien ja korvakkeiden indeksointi, jonka avulla rakenteiden sijainti siiven poikkileikkauksessa tunnistetaan. Kuten kuvasta 5.1 nähdään, ensimmäinen indeksin numero (tunnus i) viittaa salkoon ja jälkimmäinen numero (tunnus j) siihen, sijaitseeko tappi tai korvake lähellä ylä- vai alapintalevyä. Indeksi 1 viittaa näin ollen etusalon ja yläpintalevyn tappeihin ja korvakkeisiin sekä indeksi 2 takasaloon ja alapintalevyn tappeihin ja korvakkeisiin. Konseptissa A2 tappi ja korvakkeet, jotka on indeksoitu numeroyhdistelmällä 1,2, eivät välttämättä sijaitse lähellä pintalevyä suuren momenttivarren e vuoksi, mutta indeksoinnin periaate on silti konseptissa A1 ja A2 sama. Indeksinumero 1,2 viittaa aina taittomekanismin lukituksen rakenteisiin.



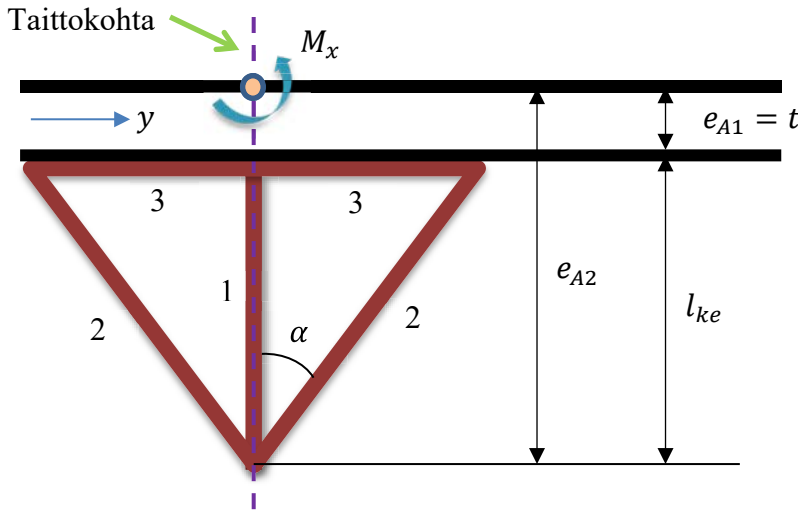
Kuva 5.1 Konseptien A1 ja A2 tappien ja korvakkeiden indeksointi siiven poikkileikkauksessa.

Konseptit A1 ja A2 eroavat toisistaan ainoastaan lukitusrakenteiden osalta. Konseptin A1 lukitusrakenteet koostuvat indeksinumeron 1,2 lukitustapista ja korvakkeesta. Konseptin A2 lukitusrakenteet koostuvat indeksinumeron 1,2 lukitustapista ja kuvan 5.2 mukaisista kolmiomaisen tukirakenteen kolmesta osarakenteesta. Kolmiomaisen tukirakenteen varsinainen momenttivartta lisäävä osa eli keskituki (1) mallinnetaan yhtenä palkkirakenteena, vaikka keskituki koostuu todellisuudessa kahdesta palkin omaisesta rakenteesta. Keskitukea tukevat vinotuet (2), jotka mallinnetaan myös palkkirakenteina. Lisäksi kolmiomaiseen tukirakenteeseen kuuluu horisontaalinen osa (3), jolla kolmiomainen tukirakenne kiinnitetään siipeen. Konseptissa A1 ja A2 lukitusrakenteiden 1,2 oletetaan kantavan siiven taivutusmomentin M_x , mutta ei muita kuormia. Oletus on pätevä, kun oletetaan etusalon ylätapin ja -korvakkeiden eli lyhyemmin rakenteiden 1,1 kantavan pystysuuntaisen leikkausvoiman Q_z kokonaisuudessaan, sillä referenssikoneena toimivan RV-9-koneen siiven etusalko kantaa siiven pystysuuntaisen leikkausvoiman ja taivutusmomentin, mutta ei muita kuormia [81]. Lukitusrakenteiden 1,2 lisäksi rakenteet 1,1 kantavat siiven taivutusmomenttia, koska siiven taivutusmomentti on mahdollista kantaa ainoastaan voimaparilla.

Kolmiomaisen tukirakenteen tarkoitus on kasvattaa siiven taivutusmomentin M_x kantavien rakenteiden momenttivartta e . Kuten kuvasta 5.2 nähdään, konseptissa A1 momenttivarsi e_{A1} on suurimmillaan siiven paksuuden pituinen. Konseptissa A2 momenttivarsi e_{A2} on puolestaan kuvan 5.2 ja yhtälön (56) mukaisesti riippuvainen keskituen (1) pituudesta l_{ke} niin,

että keskituen pituuden l_{ke} lisääminen pienentää taivutusmomentin M_x kantaviin rakenteisiin kohdistuvia voimia. Konsepti A2 on kevyempi kuin konsepti A1 ainoastaan silloin, jos keskituen pituuden l_{ke} ja momenttivarren e_{A2} kasvattaminen pienentää taivutusmomentin M_x kantavien rakenteiden massaa enemmän kuin pituuden l_{ke} kasvattaminen lisää kolmiomaisen tukirakenteen massaa.

$$e_{A2} = l_{ke} + t \quad (56)$$



Kuva 5.2 Konseptin A2 komiomainen tukirakenne (punaisella) ja momenttivarsien e_{A1} ja e_{A2} graafinen esitys.

Tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvat voimat $F_{i,j}$ on esitetty kuvassa 5.3 (a) ja yhtälöissä (57), (58), (59) ja (60). Yhtälön (58) mukaisesti takasalon rakenteet kantavat ainoastaan siiven vääntömomenttia M_y niin, että takasalon rakenteisiin kohdistuvat voimat jakaantuvat tasaisesti ylärakenteille 2,1 ja alarakenteille 2,2. Lukitusrakenteiden 1,2 on oletettu yhtälöiden (59) ja (60) mukaisesti kantavan ainoastaan siiven taivutusmomenttia M_x . Kuten yhtälöistä (59) ja (60) nähdään, taivutusmomentin M_x synnyttämä voima $F_{1,2}$ on konseptiriippuvainen, sillä momenttivarsi e riippuu konseptista. Lisäksi voima $F_{A2,1,2}$ vaikuttaa vinotuen suuntaisesti kulmassa α (kuva 5.2) keskitukeen nähden, mikä on otettu yhtälössä (60) huomioon kulman α sinifunktiolla. Voiman $F_{A2,1,2}$ määräytyminen käydään tarkemmin läpi konseptien lukitusrakenteiden tarkasteluissa.

Siiven taivutus- ja vääntömomentista syntyvillä voimilla on voimaparit etusalon ylärakenteissa 1,1. Lisäksi rakenteiden 1,1 on oletettu kantavan siiven pystysuuntaisen leikkausvoiman Q_z , jolloin rakenteisiin 1,1 vaikuttava resultanttivoima $F_{1,1}$ koostuu kuvan 5.3 (b) mukaisesti kolmesta komponentista: leikkausvoimasta Q_z sekä taivutus- ja vääntömomentin M_x ja M_y synnyttämistä voimista. Kuvan 5.3 (b) perusteella voimalle $F_{1,1}$ saadaan yhtälössä (57) esitetty muoto. Yhtälössä (58) esiintyvä d kuvaa voimien $F_{2,1}$ ja $F_{2,2}$ momenttivartta suhteessa siiven poikkileikkauksen vääntökeskiöön. Kun etusalko sijaitsee siiven vääntökeskiössä ja takasalko samalla linjalla siivekkeen nivelakselin kanssa, momenttivarsi d vastaa etu- ja takasalon etäisyyttä ja momenttivarsi voidaan laskea geometrisen keskijänteen $c_{g,w}$

ja siivekkeen jänteen c_a avulla yhtälöllä (61). Momenttivartta d on havainnollistettu kuvassa 5.3 (a).

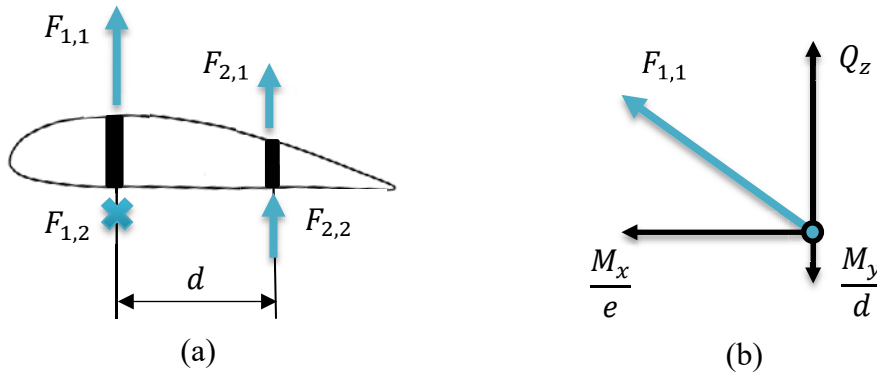
$$F_{1,1} = \sqrt{\left(Q_z - \frac{|M_y|}{d}\right)^2 + \left(\frac{M_x}{e}\right)^2} \quad (57)$$

$$F_{2,1} = F_{2,2} = \frac{1}{2} \frac{M_y}{d} \quad (58)$$

$$F_{A1,1,2} = \frac{M_x}{e_{A1}} \quad (59)$$

$$F_{A2,1,2} = \frac{M_x}{\sin(\alpha) e_{A2}} \quad (60)$$

$$d = \frac{3}{4} c_{g,w} - c_a \quad (61)$$



Kuva 5.3 Kuva (a) esittää tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvia voimia $F_{i,j}$ siiven xz -tason poikkileikkauksessa ja kuva (b) voiman $F_{1,1}$ komponentteja yz -tasossa.

Yhtälöiden (57)...(60) mukaan lasketut voimat $F_{i,j}$ on merkitty taulukkoon 5.8 ja voimien $F_{i,j}$ laskennassa käytetyt parametrit taulukkoon 5.7. Konseptin A2 voimat $F_{A2,1,1}$ ja $F_{A2,1,2}$ riippuvat yhtälöiden (57) ja (60) mukaisesti keskituen pituudesta l_{ke} ja kulmasta α . Konseptin A2 voimat $F_{1,1}$ ja $F_{1,2}$ on laskettu taulukon 5.7 mukaisella optimaalisella keskituen pituudella $l_{ke,opt}$ ja optimaalisella kulmalla α_{opt} , jotka määritetään luvussa 5.5.

Taulukko 5.7 Tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvien voimien $F_{i,j}$ laskennassa käytettyjä parametreja.

$c_{g,w}$ (m)	c_a (m)	d (m)	t (m)	$l_{ke,opt}$ (m)	α_{opt} (°)
1,32	0,280	0,710	0,135	0,050	54,7

Taulukko 5.8 Tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvat voimat $F_{i,j}$ konsepteissa A1 ja A2.

$F_{A1,1,1}$ (N)	$F_{A2,1,1}$ (N)	$F_{A1,1,2}$ (N)	$F_{A2,1,2}$ (N)	$F_{2,1}$ (N)	$F_{2,2}$ (N)
42025	30764	41874	36032	1431	1431

5.2.2 Konsepti B

Konseptin B taittomekanismin massa m_B koostuu yhtälön (62) mukaisista osamassoista, jotka vastaavat pitkälti konseptien A1 ja A2 taittomekanismin osamassoja. Konseptissa B ei kuitenkaan ole lainkaan aktuaattorin akselitankoja. Konseptissa B tappien ja korvakkeiden indeksointi vastaa konsepteissa A1 ja A2 käytettyä indeksointia muuten, mutta konseptissa B etusalkoon on kiinnitetty vain yksi korvakepari, joten konseptissa B etusalon korvakkeeseen viitataan yhdellä indeksinumerolla 1.

$$m_B = m_{B,t} + m_{B,kp} + m_{B,luk} + m_{B,a} \quad (62)$$

Tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvat voimat $F_{i,j}$ on esitetty kuvassa 5.4 (a) ja yhtälöissä (63) ja (64). Kuten kuvasta 5.4 (a) nähdään, etusalossa vaikuttaa yksi voima, josta käytetään merkintää F_1 . Etusalon rakenteissa vaikuttaa vain yksi voima, koska konseptissa B sisä- ja ulkosiiven etusalot kiinnittyvät vain yhdellä korvakeparilla. Kun oletetaan jäykkä siipi, streeva kantaa siiven taivutusmomentin M_x , koska sisä- ja ulkosiiven etusalkojen sekä streevan ja ulkosiiven etusalon kiinnitykset ovat nivellisiä. Streevassa vaikuttavan taivutusmomentin M_x kantavan voiman voimapari on rakenteissa 1, jolloin voiman F_1 yksi osakomponentti on taivutusmomentin M_x synnyttämä voima. Kuvassa 5.4 (b) on esitetty voima F_1 ja voiman F_1 komponentit. Kuten kuvasta 5.4 (b) ja yhtälöstä (63) nähdään, voima F_1 koostuu taivutusmomentin M_x synnyttämän voiman lisäksi vääntömomentin M_y ja momentin M_z synnyttämistä voimista sekä leikkausvoimasta Q_z . Momentin M_z synnyttämä voima on kuitenkin pieni ja vaikuttaa rakenteissa 1 kuvan 5.4 (b) mukaisesti positiivisilla kuormitusmonikerroilla vastakkaiseen suuntaan taivutusmomentin M_x synnyttämän voiman kanssa, joten voidaan tehdä konservatiivinen oletus jättämällä momentti M_z huomiotta voiman F_1 määrittämisessä. Yhtälössä (63) esiintyvä parametri h_{str} eli streevan korkeus kuvaa streevan ja rungon kiinnityksen etäisyyttä indeksinumeron 1 rakenteisiin. Streevan korkeudeksi on arvioitu alustavasti $h_{str} = 1,0$ m.

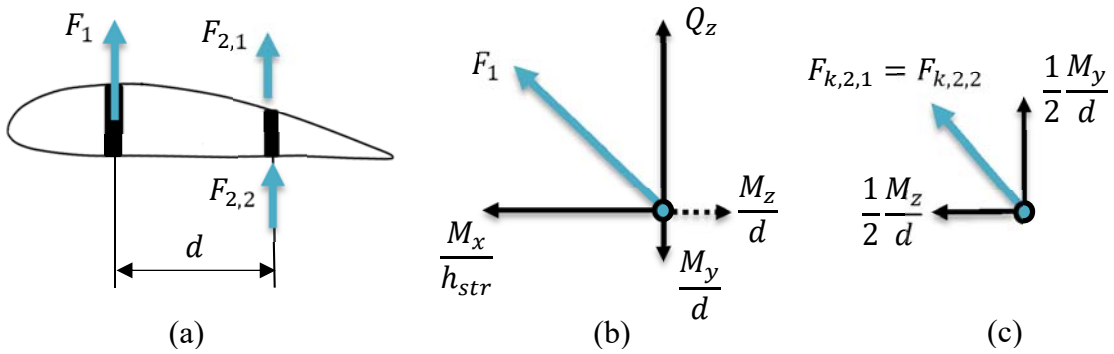
Takasalon rakenteissa 2,1 ja 2,2 vaikuttavat voimat $F_{2,1}$ ja $F_{2,2}$ määritetään tapeille ja korvakkeille erikseen, koska tapeissa ja korvakkeissa 2,1 ja 2,2 vaikuttavat voimat eroavat toisistaan. Korvakkeissa 2,1 ja 2,2 vaikuttaa yhtälön (64) mukaisesti momenttien M_z ja M_y synnyttämät voimat, kun taas tapeissa 2,1 ja 2,2 vaikuttaa yhtälön (65) mukaisesti ainoastaan momentin M_z synnyttämä leikkausvoima. Korvakkeissa vaikuttavat voimat $F_{k,2,1}$ ja $F_{k,2,2}$ sekä voimien $F_{k,2,1}$ ja $F_{k,2,2}$ komponentit on esitetty kuvassa 5.4 (c), jonka perusteella yhtälön (64) lauseke on muodostettu. Tapeissa 2,1 ja 2,2 vaikuttavat voimat $F_{t,2,1}$ ja $F_{t,2,2}$ on esitetty yhtälössä (65), jossa on yhtälön (64) tapaisesti huomioitu momentin synnyttämän voiman jakautuvan kahdelle tapille. Momenttia M_z ei voida jättää tappien ja korvakkeiden 2,1 ja 2,2 voimien määrittämisessä huomiotta, koska momentin M_z synnyttämät voimat ovat korvakkeissa 2,1 ja 2,2 suhteellisesti suuria ja kasvattavat resultanttivoimia. Tapeissa 2,1 ja 2,2 ei puolestaan vaikuta muita aerodynaamisten kuormien synnyttämiä leikkausvoimia kuin momentin M_z synnyttämä leikkausvoima. Myös siiventahto synnyttää tappeihin 2,1 ja 2,2 leikkausvoimia, mutta siiventahtoon synnyttämät leikkausvoimat eivät todennäköisesti ole mittoittavia, joten siiventahtoon synnyttämiä tappien leikkausvoimia ei tarkastella. Momentti M_z

synnyttää suurimman voiman tappeihin 2,1 ja 2,2 kriittisellä nopeudella V_A , joten tapit 2,1 ja 2,2 mitoitetaan kriittisellä nopeudella V_A . Korvakkeet 2,1 ja 2,2 on mitoitettava sekä nopeudella V_A että nopeudella V_D , koska korvakkeiden 2,1 ja 2,2 kuormituksen kriittisyyttä ei voida suoraan päätellä korvakkeisiin kohdistuvien voimien suuruuksista. Yhtälöiden (63), (64) ja (65) mukaan lasketut voimat $F_{i,j}$ on esitetty taulukossa 5.9.

$$F_1 = \sqrt{\left(Q_z - \frac{|M_y|}{d}\right)^2 + \left(\frac{M_x}{h_{str}}\right)^2} \quad (63)$$

$$F_{k,2,1} = F_{k,2,2} = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{M_y}{d}\right)^2 + \left(\frac{M_z}{d}\right)^2} \quad (64)$$

$$F_{t,2,1} = F_{t,2,2} = \frac{1}{2} \frac{M_z(V_A)}{d} \quad (65)$$



Kuva 5.4 Kuva (a) esittää tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvia voimia $F_{i,j}$ siiven xz -tason poikkileikkauksessa, kuva (b) voiman F_1 komponentteja yz -tasossa ja kuva (c) voimien $F_{k,2,1}$ ja $F_{k,2,2}$ komponentteja yz -tasossa.

Taulukko 5.9 Tappeihin ja korvakkeisiin kohdistuvat voimat $F_{i,j}$ konseptissa B.

	F_1 (N)	$F_{k,2,1}$ (N)	$F_{k,2,2}$ (N)	$F_{t,2,1}$ (N)	$F_{t,2,2}$ (N)
V_A	13057	2211	2211	2035	2035
V_D	13562	1585	1585	658	658

5.3 Tappien ja aktuaattorin akselitankojen massat

5.3.1 Konseptien A1 ja A2 tappien massat

Tappien leikkausjännitys τ_t lasketaan yhtälöllä (66), jossa $F_{i,j}$ kuvaa tappiin kohdistuvaa leikkausvoimaa ja $A_{t,i,j}$ tapin poikkileikkauksen pinta-alaa [82]. Pinta-ala $A_{t,i,j}$ voidaan esittää yhtälöllä (67), jossa $m_{t,i,j}$ kuvaa tapin massaa, ρ_t tiheyttä ja l_t pituutta. Sijoittamalla pinta-alan $A_{t,i,j}$ lauseke yhtälöstä (67) leikkausjännityksen τ_t lausekkeeseen yhtälöön (66)

saadaan leikkausjännitykselle yhtälön (68) mukainen muoto. Kun yhtälöstä (68) ratkaistaan tapin massa $m_{t,i,j}$ ja tapissa vaikuttavana leikkausjännityksenä käytetään suurinta sallittua leikkausjännitystä $\tau_{t,max}$, saadaan tapin massalle yhtälössä (69) esitetty muoto.

$$\tau_t = \frac{F_{i,j}}{A_{t,i,j}} \quad (66)$$

$$A_{t,i,j} = \frac{m_{t,i,j}}{\rho_t l_t} \quad (67)$$

$$\tau_t = \frac{F_{i,j} \rho_t l_t}{m_{t,i,j}} \quad (68)$$

$$m_{t,i,j} = \frac{F_{i,j} \rho_t l_t}{\tau_{t,max}} \quad (69)$$

Kun tappien leikkausvoimat $F_{i,j}$ sijoitetaan yhtälöistä (57)...(60) tapin massan $m_{t,i,j}$ yhtälöön (69), saadaan tappien massoille $m_{t,i,j}$ yhtälöissä (70)...(74) esitetyt muodot. Yhtälöiden (57), (59) ja (60) momenttivarret e on esitetty yhtälöissä (70), (71), (73) ja (74) aikaisempien määritysten mukaisesti: konseptissa A1 momenttivarsi vastaa arvoa $e_{A1} = t$ ja konseptissa A2 arvoa e_{A2} , joka on riippuvainen keskituen pituudesta l_{ke} yhtälön (56) mukaisesti. Lisäksi yhtälössä (72) on otettu vääntömomentin M_y itseisarvolla huomioon, että tapin massa ei voi olla negatiivinen.

$$m_{A1,t,1,1} = \frac{\rho_t l_t}{\tau_{t,max}} \sqrt{\left(Q_z - \frac{|M_y|}{d}\right)^2 + \left(\frac{M_x}{t}\right)^2} \quad (70)$$

$$m_{A2,t,1,1} = \frac{\rho_t l_t}{\tau_{t,max}} \sqrt{\left(Q_z - \frac{|M_y|}{d}\right)^2 + \left(\frac{M_x}{l_{ke} + t}\right)^2} \quad (71)$$

$$m_{t,2,1} = m_{t,2,2} = \frac{|M_y| \rho_t l_t}{2 \tau_{t,max} d} \quad (72)$$

$$m_{A1,t,1,2} = \frac{M_x \rho_t l_t}{\tau_{t,max} t} \quad (73)$$

$$m_{A2,t,1,2} = \frac{M_x \rho_t l_t}{\sin(\alpha) \tau_{t,max} (l_{ke} + t)} \quad (74)$$

Myöhemmin korvakkeiden bearing-lujuuksia laskettaessa tarvitaan tieto tappien halkaisijoista $d_{t,i,j}$. Tappien halkaisijat voidaan laskea yhdistämällä tappien poikkileikkauksen pinta-aloja $A_{t,i,j}$ kuvaat yhtälöt (67) ja (75), jolloin saadaan tappien halkaisijoille $d_{t,i,j}$ yhtälön (76) mukainen esitys.

$$A_{t,i,j} = \pi \frac{d_{t,i,j}^2}{4} \quad (75)$$

$$d_{t,i,j} = \sqrt{\frac{4m_{t,i,j}}{\pi\rho_t l_t}} \quad (76)$$

Taulukkoon 5.10 on merkitty lasketut tappien massat ja taulukkoon 5.11 lasketut tappien halkaisijat $d_{t,i,j}$. Konseptin A2 tappien 1,1 ja 2,1 massat on laskettu optimaalisella keskituen pituudella $l_{ke,opt}$ ja optimaalisella kulmalla α_{opt} . Tapit 1,1 ja 2,1 ovat konsepteissa A1 ja A2 ja aktuaattorin väännön kantavia akselitankoja, joiden massa määritetään seuraavassa luvussa. Tappien 1,1 ja 2,1 massojen avulla voidaan kuitenkin määrittää yhtälöllä (76) tappien halkaisijat. Tappien pituuksille ei ole tarkkaa vaatimusta, joten kaikille tapeille on valittu sama vakioarvo $l_t = 0,060$ m, jolla tapit kykenevät oletetusti liittämään sisä- ja ulko-siiven korvakkeet yhteen ja taittomekanismi on funktionaalinen. Tappien pituuksien määrittäminen suunnittelun tarkentuessa. Konseptien vertailuissa tärkeintä on, että konsepteissa käytetään samanpituisia tappeja, jotta tulokset ovat vertailukelpoisia.

Taulukko 5.10 Lasketut tappien massat.

$m_{A1,t,1,1}$ (kg)	$m_{A2,t,1,1}$ (kg)	$m_{A1,t,1,2}$ (kg)	$m_{A2,t,1,2}$ (kg)	$m_{t,2,1}$ (kg)	$m_{t,2,2}$ (kg)
0,068	0,050	0,068	0,061	0,002	0,002

Taulukko 5.11 Lasketut tappien halkaisijat.

$d_{A1,t,1,1}$ (mm)	$d_{A2,t,1,1}$ (mm)	$d_{A1,t,1,2}$ (mm)	$d_{A2,t,1,2}$ (mm)	$d_{t,2,1}$ (mm)	$d_{t,2,2}$ (mm)
13,6	11,6	13,6	12,8	2,5	2,5

5.3.2 Konseptien A1 ja A2 aktuaattorin akselitankojen massat

Aktuaattorin akselitankojen on kannettava sekä yhtälöissä (57) ja (58) esitetyt siiven leikkausvoimat $F_{1,1}$ ja $F_{2,1}$ että siiventaitossa syntyvä vääntömomentti. Akselitankojen leikkausvoimien määräämät massat $m_{A1,at,1,1}^{F_{1,1}}$, $m_{A2,at,1,1}^{F_{1,1}}$ ja $m_{at,2,1}^{F_{2,1}}$ saadaan tappien massoja esittävästä yhtälöistä (70), (71) ja (72), kun pituutena käytetään akselitankojen pituutta l_{at} . Akselitankojen pituus saadaan salkojen välisen etäisyyden d ja aktuaattorin pituuden l_a avulla yhtälöllä (77). Aktuaattorin pituus l_a on määritetty luvussa 3.3, jossa konseptille on valittu aktuaattorimalli.

$$l_{at} = \frac{d - l_a}{2} \quad (77)$$

Siiventaiton akselitankoon synnyttämä leikkausjännitys τ_θ voidaan laskea yhtälöllä (78), jossa T kuvaa aktuaattorin tankoon tuottamaa vääntömomenttia, r tangon sädettä ja J tangon

polaarista jäyhyysmomenttia. Poikkileikkaukseltaan ympyrän muotoisen kappaleen polaari-nen jäyhyysmomentti lasketaan yhtälöllä (79). [82] Kun polaarisen jäyhyysmomentin lauseke sijoitetaan yhtälöön (78), saadaan leikkausjännitykselle τ_θ yhtälössä (80) esitetty muoto.

$$\tau_\theta = \frac{Tr}{J} \quad (78)$$

$$J = \frac{\pi}{2} r^4 \quad (79)$$

$$\tau_\theta = \frac{2T}{\pi r^3} \quad (80)$$

Akselitangon poikkileikkauksen säde r voidaan esittää tangon massasta riippuvaisena yhtälöllä (81), jossa tiheyden arvona on käytetty tiheyttä ρ_t . Kun yhtälö (81) sijoitetaan leikkausjännityksen τ_θ yhtälöön (80) ja ratkaistaan syntynyt yhtälö akselitangon massan m_{at} suhteen, saadaan akselitangon massalle yhtälössä (82) esitetty muoto. Yhtälössä (82) on käytetty leikkausjännityksen arvona tappien suurinta sallittua leikkausjännitystä $\tau_{t,max}$ ja akselitangon massaa kuvaavaan merkintään on lisätty yläindeksi T kuvaamaan siiventaikon tankoon synnyttämän vääntömomentin määräämää massaa. Vääntömomentin T määräämä massa on kummallekin akselitangolle sama.

$$r = \sqrt{\frac{m_{at}}{\pi \rho_t l_{at}}} \quad (81)$$

$$m_{at}^T = \pi \rho_t l_{at} \left(\frac{2T}{\pi \tau_{t,max}} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (82)$$

Yhtälön (82) vääntömomentti T kuvaa siiventaikossa vaadittavaa vääntömomenttia. Vääntömomentti T lasketaan yhtälöllä (83), jossa m_{w_u} kuvaa ulkosiiven massaa ja e_g ulkosiiven painopisteen momenttivartta. Yhtälössä (83) ei ole huomioitu nivelten kitkavaikutusta. Kun ulkosiiven painopiste sijaitsee siiven kärkivälin suunnassa ulkosiiven puolivälissä, momenttivarsi e_g voidaan esittää aikaisemmin määritettyjen siiven kärkivälin b_w ja konseptien A1 ja A2 siiven taittokohdan y_s avulla yhtälöllä (84).

$$T = m_{w_u} g e_g \quad (83)$$

$$e_g = \frac{1}{2} \left(\frac{b_w}{2} - y_s \right) \quad (84)$$

Aktuaattorin akselitankojen massojen määrittämisessä käytetyt parametrit ja laskujen välitulokset on merkitty taulukkoon 5.12 sekä lasketut leikkausvoimien ja vääntömomentin määräämät akselitankojen massat taulukkoon 5.13. Taulukon 5.13 massat kuvaavat yhden akselitangon massaa. Aikaisemmin esitettyä taulukkoa 3.6 ja taulukkoa 5.12 vertailemalla voidaan todeta, että konsepteihin A1 ja A2 valitun aktuaattorin tuottama vääntömomentti M_{tuotto} on riittävä siiventaissa vaadittavan vääntömomentin T tuottamiseksi. Kuten taulukosta 5.13 nähdään, siiventaan synnyttämän vääntömomentin T määräämä akselitangon massa on suurempi kuin leikkausvoiman $F_{1,1}$ tai $F_{2,1}$ määräämä akselitangon massa. Voiman $F_{1,1}$ määräämä akselitangon 1,1 massaa ei voida konseptissa A2 selvittää ilman tietoa optimaalisesta keskituen pituudesta l_{ke} . Voima $F_{1,1}$ on kuitenkin aina pienempi konseptissa A2 kuin konseptissa A1, joten voiman $F_{1,1}$ määräämä akselitangon 1,1 massa on aina pienempi konseptissa A2 kuin konseptissa A1. Koska vääntömomentin T määräämä akselitangon massa on suurempi kuin voiman $F_{1,1}$ määräämä akselitangon 1,1 massa konseptissa A1, aktuaattorin akselitankojen massat määräytyvät siiventaan synnyttämän vääntömomentin T mukaan ja akselitankojen massoina käytetään arvoja m_{at}^T .

Taulukko 5.12 Akselitangon massan laskennassa käytettyjä parametreja ja välituloksia.

d (m)	l_a (m)	l_{at} (m)	y_s (m)	e_g (m)	m_{wu} (kg) [76]	T (N)
0,710	0,314	0,198	2,13	1,06	17,0	177,2

Taulukko 5.13 Akselitangon leikkausvoimien $F_{1,1}$ ja $F_{2,1}$ ja siiventaan synnyttämän vääntömomentin T määräämät akselitankojen massat. Taulukossa esitetyt massat kuvaavat yhden akselitangon massaa.

$m_{A1,at,1,1}^{F_{1,1}}$ (kg)	$m_{at,2,1}^{F_{2,1}}$ (kg)	m_{at}^T (kg)
0,226	0,008	0,261

5.3.3 Konseptin B tappien massat

Konseptin B tappien massat lasketaan samalla periaatteella kuin konseptien A1 ja A2 tappien massat eli yhtälöllä (69). Konseptin B tappien leikkausvoimat $F_{i,j}$ eroavat kuitenkin konseptissa A1 ja A2 käytetyistä leikkausvoimista. Tapin 1 massa saadaan sijoittamalla voima F_1 yhtälöstä (63) yhtälöön (69), jolloin saadaan yhtälön (85) mukainen lauseke tapin 1 massalle. Tappien 2,1 ja 2,2 massat saadaan sijoittamalla voimat $F_{t,2,1}$ ja $F_{t,2,2}$ yhtälöstä (65) yhtälöön (69), jolloin saadaan yhtälön (86) mukainen lauseke tappien 2,1 ja 2,2 massoille. Yhtälössä (86) esiintyvä vastuksen synnyttämä momentti M_z määritetään lentonopeudella V_A , joka on momentin M_z suhteen kriittisempi kuin lentonopeus V_D . Myös tappien halkaisijat $d_{t,i,j}$ lasketaan bearing-lujuuksien selvittämiseksi. Tappien halkaisijat voidaan laskea käyttämällä aikaisemmin esitettyä yhtälöä (76).

$$m_{t,1,1} = \frac{\rho_t l_t}{\tau_{t,max}} \sqrt{\left(Q_z - \frac{|M_y|}{d}\right)^2 + \left(\frac{M_x}{h_{str}}\right)^2} \quad (85)$$

$$m_{t,2,1} = m_{t,2,2} = \frac{M_z(V_A)\rho_t l_t}{2\tau_{t,max}d} \quad (86)$$

Tappien massojen laskennassa käytetään taulukon 5.7 parametreja eli samoja parametreja kuin konseptien A1 ja A2 tappien massojen laskennassa. Taulukon 5.7 parametrien lisäksi on huomioitava streevan korkeus, jonka on arvioitu olevan $h_{str} = 1,0$ m. Tappien massat on merkitty taulukkoon 5.14 ja tapeille lasketut halkaisijat $d_{t,i,j}$ taulukkoon 5.15.

Taulukko 5.14 Lasketut tappien massat.

$m_{t,1}$ (kg)	$m_{t,2,1}$ (kg)	$m_{t,2,2}$ (kg)
0,022	0,003	0,003

Taulukko 5.15 Lasketut tappien halkaisijat.

$d_{t,1}$ (mm)	$d_{t,1,2}$ (mm)	$d_{t,2,1}$ (mm)
7,7	3,0	3,0

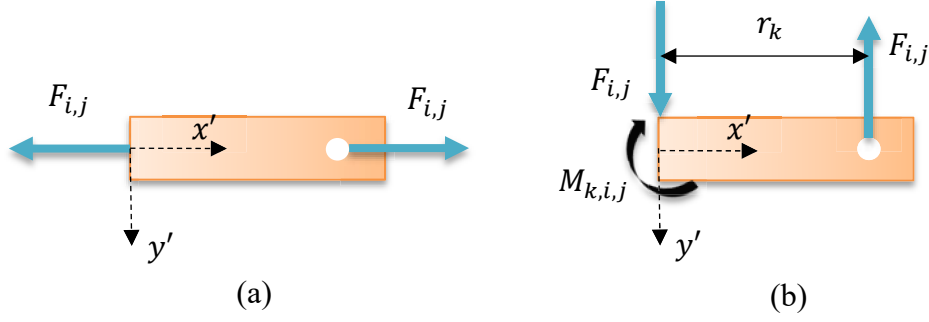
5.4 Korvakkeiden massat

5.4.1 Mallit ja kuormitukset

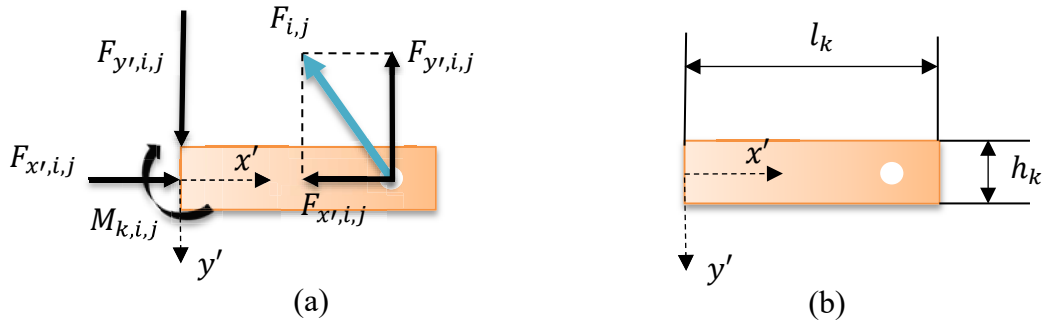
Korvakkeet mallinnetaan poikkileikkaukseltaan suorakulmion muotoisina palkkirakenteina, joiden ominaisuudet ovat identtiset. Jokaiseen korvakepariin eli siiven poikkileikkauksessa samassa kohtaa sijaitsevaan saman indeksinumeron korvakeeseen kuuluu kolme korvaketta niin, että korvakeparilla on sisäviivessä kaksi korvaketta (luku 3.2). Korvakeparin sisäsiiven kaksi korvaketta mallinnetaan yhtenä korvakeena, koska oletus yhdestä korvakeparin sisäsiiven korvakeesta ei vaikuta korvakkeiden massaan. Korvakeparien ulko- ja sisäsiiven korvakkeet kuormittuvat käänteisesti, joten korvakeparin sisä- ja ulkosiiven korvakkeita ei tarvitse tarkastella erikseen.

Korvakkeet kuormittuvat kolmella tavalla. Konseptin A1 korvake 1,2 kuormittuu kuvan 5.5 (a) mukaisesti niin, että korvakeeseen 1,2 ei vaikuta muita voimia kuin lateraalinen vetävä voima $F_{1,2}$. Konseptien A1 ja A2 takasalon korvakkeet 2,1 ja 2,2 kuormittuvat kuvan 5.5 (b) mukaisesti niin, että korvakkeisiin ei vaikuta muita voimia kuin vertikaaliset voimat $F_{2,1}$ ja $F_{2,2}$. Konseptien A1 ja A2 korvake 1,1 sekä konseptien B korvakkeet kuormittuvat kuvan 5.6 (a) mukaisesti niin, että korvakkeisiin vaikuttaa voima $F_{i,j}$, jolla lateraalinen voimakomponentti $F_{x',i,j}$ ja vertikaalinen voimakomponentti $F_{y',i,j}$. Korvakkeet on kiinnitetty jäykästi korvakepaloihin, joten korvakkeisiin kohdistuvat vertikaaliset voimat synnyttävät kuvien 5.5 (b) ja 5.6 (a) mukaisesti korvakkeen korvakepalaan kiinnittyvään päähän taivutusmomentin $M_{k,i,j}$, jonka suuruus riippuu voiman $F_{i,j}$ suuruudesta ja momenttivarresta r_k . Voima $F_{i,j}$ vaikuttaa korvakkeissa reiän kohdalla, joten momenttivarso r_k voidaan esittää yhtälöllä (87), kun reiän oletetaan sijaitsevan kaikissa korvakkeissa samalla etäisyydellä korvakkeen reunasta. Kuvassa 5.6 (b) on esitetty korvakkeiden keskeiset dimensioid l_k ja h_k , jotka kuvaavat korvakkeiden pituutta ja korkeutta. Kuvissa esiintyvät koordinaatit x' ja y' kuvaavat korvakkeiden rakennekoordinaatteja niin, että koordinaatti x' kulkee korvakkeen neutraaliakselilla.

$$r_k = \frac{4}{5} l_k \quad (87)$$



Kuva 5.5 Kuvassa (a) on esitetty konseptin A1 korvakeen 1,2 ja kuvassa (b) konseptien A1 ja A2 korvakkeiden 2,1 ja 2,2 vapaakappalekuvat.



Kuva 5.6 Kuvassa (a) on esitetty konseptien A1 ja A2 korvakeen 1,1 sekä konseptin B korvakkeiden vapaakappalekuva ja kuvassa (b) korvakkeiden dimensioita havainnollistava kuva.

Korvakkeiden on kestettävä niissä vaikuttavat normaalijännitykset $\sigma_{x',k}$ ja leikkausjännitykset $\tau_{x'y',k}$. Korvakkeissa vaikuttavat normaalijännitykset voidaan laskea yhtälöllä (88) ja leikkausjännitykset yhtälöllä (90), kun korvakkeet mallinnetaan palkkirakenteina [82]. Kun yhtälön (88) ja (90) merkinnöistä jätetään selkeyden vuoksi koordinaatteihin x' , y' ja z' viittaavat alaindeksit pois, normaalijännitykselle σ_k ja leikkausjännitykselle τ_k saadaan yhtälöissä (89) ja (91) esitetyt muodot. Yhtälöissä (89) ja (91) esiintyvät $N_{k,i,j}$, $I_{k,i,j}$ ja $S_{k,i,j}$ kuvaavat korvakkeeseen kohdistuvaa normaalivoimaa sekä korvakkeen jäyhyys- ja staattista momenttia.

$$\sigma_{x',k}(x', y') = \frac{M_{z',k,i,j}(x')}{I_{z',k,i,j}(x')} y' + \frac{N_{x',k,i,j}(x')}{A_{k,i,j}(x')} \quad (88)$$

$$\sigma_k(x', y') = \frac{M_{k,i,j}(x')}{I_{k,i,j}(x')} y' + \frac{N_{k,i,j}(x')}{A_{k,i,j}(x')} \quad (89)$$

$$\tau_{x'y',k}(x', y') = \frac{S_{z',k,i,j}(y') Q_{y',k,i,j}(x')}{I_{z',k,i,j}(x') b_{k,i,j}(y')} \quad (90)$$

$$\tau_k(x', y') = \frac{S_{k,i,j}(y')Q_{k,i,j}(x')}{I_{k,i,j}(x')b_{k,i,j}(y')} \quad (91)$$

5.4.2 Massat lateraalisilla tai vertikaalisilla voimilla

Konseptin A1 korvakkeeseen 1,2 kohdistuu kuvan 5.5 (a) mukaisesti vain lateraalinen eli normaalivoima $N_{k,1,2}$. Kun lisäksi tiedetään normaalivoiman ja pinta-alan $A_{k,i,j}$ olevan riippumattomia x' -koordinaatista, saadaan yhtälöstä (89) korvakkeessa 1,2 vaikuttavaksi normaalijännitykseksi σ_k , yhtälön (92) mukainen esitys. Korvakkeen 1,2 massa lasketaan yhtälöstä (92) lähtien analogisesti tappien massojen kanssa, joten käyttämällä yhtälöitä (66)...(69) apuna, saadaan konseptin A1 korvakkeen 1,2 massaksi yhtälössä (93) esitetty muoto. Yhtälössä (93) alaindeksi m viittaa muihin rakenteisiin, kuten aikaisemmin luvussa 5.1 on määritelty.

$$\sigma_k = \frac{N_{k,1,2}}{A_{k,i,j}} \quad (92)$$

$$m_{A1,k,1,2} = \frac{F_{A1,1,2}\rho_m l_k}{\sigma_{m,max}} \quad (93)$$

Konseptien A1 ja A2 korvakkeisiin 2,1 ja 2,2 kohdistuu vain kuvan 5.5 (b) mukaiset vertikaaliset voimat $F_{2,1}$ ja $F_{2,2}$, jotka synnyttävät korvakkeisiin taivutusmomentin $M_{k,i,j}$. Koska korvakkeisiin 2,1 ja 2,2 ei vaikuta normaalivoimia eikä jäyhyysmomentti $I_{k,i,j}$ riipu koordinaatista x' , voidaan yhtälöstä (89) johtaa korvakkeissa 2,1 ja 2,2 vaikuttavalle normaalijännitykselle σ_k yhtälössä (94) esitetty muoto. Momentti $M_{k,i,j}(x')$ voidaan esittää yhtälön (95) kuvaamassa muodossa, joka on päätelty kuvasta 5.5 (b).

$$\sigma_k(x', y') = \frac{M_{k,i,j}(x')}{I_{k,i,j}} y' \quad (94)$$

$$M_{k,i,j}(x') = F_{i,j}(r_k - x') \quad (95)$$

Korvakkeiden massat riippuvat korvakepalkeissa vaikuttavista suurimmista jännityksistä. Momentti $M_{k,i,j}(x')$ saa selvästi suurimman arvon korvakkeen tyvessä eli kohdassa $x' = 0$, jolloin momentti $M_{k,i,j}(x')$ supistuu yhtälössä (96) esitettyyn muotoon. Koordinaatin y' suunnassa suurimmat jännitykset syntyvät korvakepalkin ylä- ja alapinnalle, joissa koordinaatti y' saa yhtälössä (97) esitetyn muodon. Koordinaatin y' positiivisuudella tai negatiivisuudella ei ole korvakkeiden massojen laskennassa merkitystä, kun korvakkeen materiaalin veto- ja puristusominaisuudet ovat samanlaisia eikä korvakkeeseen kohdistu normaalivoimia. Jatkossa voidaan käyttää positiivista koordinaatin y' arvoa.

$$M_{k,i,j} = F_{i,j}r_k \quad (96)$$

$$y' = \pm \frac{h_k}{2} \quad (97)$$

Korvakkeiden reikien ympärille syntyy jännityskeskittymiä, mutta koska yhtälön (95) mukaisesti korvakkeiden taivutusmomentti on erittäin pieni reiän läheisyydessä, eivät jännityskeskittymät muodostu korvakkeiden taivutuksessa merkittäviksi, elleivät reiät ole poikkeuksellisen suuria. Korvakkeiden poikkileikkaus on suorakulmion muotoinen, joten korvakkeiden jäyhyysmomentit voidaan esittää yhtälöllä (98) [82], jossa $b_{k,i,j}$ kuvaa korvakkeiden leveyttä.

$$I_{k,i,j} = \frac{b_{k,i,j} h_k^3}{12} \quad (98)$$

Kun yhtälöt (96), (97) ja (98) sijoitetaan yhtälöön (94) ja käytetään jännityksen arvona suurinta sallittua jännitystä $\sigma_{m,max}$, saadaan jännitykselle yhtälön (99) mukainen esitys, joka voidaan ratkaista yhtälössä (100) esitettyyn muotoon. Yhtälö (100) voidaan kertoa puolittain korvakkeen tiheydellä $\rho_m = \rho_k$, korkeudella h_k ja pituudella l_k , jolloin yhtälön (100) vasemmalle puolelle muodostuu yhtälön (101) mukaisesti massaa $m_{k,i,j}$ kuvaava lauseke. Kun yhtälö (101) supistetaan, saadaan vertikaalisten voimien määräämäksi eli korvakkeiden 2,1 ja 2,2 massoiksi yhtälössä (102) esitetty lauseke.

$$\sigma_{m,max} = \frac{6F_{i,j}r_k}{b_{k,i,j}h_k^2} \quad (99)$$

$$b_{k,i,j} = \frac{6F_{i,j}r_k}{\sigma_{m,max}h_k^2} \quad (100)$$

$$m_{k,i,j} = \frac{6F_{i,j}r_k}{\sigma_{m,max}h_k^2} \rho_m h_k l_k \quad (101)$$

$$m_{k,i,j} = \frac{6F_{i,j}\rho_m l_k r_k}{\sigma_{m,max}h_k} \quad (102)$$

5.4.3 Massat lateraalisilla ja vertikaalisilla voimilla

Konseptien A1 ja A2 korvakkeeseen 1,1 ja konseptin B korvakkeisiin kohdistuu kuvan 5.6 (a) mukaisesti sekä lateraalisia että vertikaalisia voimia, jolloin normaalijännitys σ_k muodostuu yhtälön (89) mukaisesti sekä normaalivoiman $N_{k,i,j}$ että momentin $M_{k,i,j}$ synnyttämästä normaalijännityksestä. Kuten kuvasta 5.6 (a) nähdään, lateraalisten ja vertikaalisten voimien vaikuttaessa korvakkeeseen voima $F_{i,j}$ muodostuu komponenteista $F_{x',i,j}$ ja $F_{y',i,j}$. Komponentti $F_{y',i,j}$ synnyttää korvakkeeseen taivutusmomentin $M_{k,i,j}$, joka tuottaa korvakkeeseen yhtälön (103) mukaisen normaalijännityksen $\sigma_{k,taivutus}$. Yhtälö (103) saadaan suoraan yhtälöstä (99). Komponentti $F_{x',i,j}$ synnyttää korvakkeeseen normaalivoiman, joka tuottaa korvakkeeseen yhtälön (104) mukaisen normaalijännityksen $\sigma_{k,normaali}$. Yhtälö (104)

on muodostettu käyttämällä yhtälön (93) esitystä hyväksi. Summaamalla yhteen taivutusmomentin ja normaalivoiman synnyttämien jännitysten lausekkeet yhtälöistä (103) ja (104) saadaan lateraalisten ja vertikaalisten voimien synnyttämäksi korvakkeessa vaikuttavaksi jännitykseksi yhtälön (105) mukainen esitys.

$$\sigma_{k,taivutus} = \frac{6F_{y',i,j}r_k}{b_{k,i,j}h_k^2} \quad (103)$$

$$\sigma_{k,normaali} = \frac{F_{x',i,j}\rho_m l_k}{m_{k,i,j}} \quad (104)$$

$$\sigma_k = \frac{6F_{y',i,j}r_k}{b_{k,i,j}h_k^2} + \frac{F_{x',i,j}\rho_m l_k}{m_{k,i,j}} \quad (105)$$

Kun yhtälö (105) jaetaan puolittain kertoimella $\rho_m l_k$ ja kerrotaan puolittain kertoimella $m_{k,i,j}$, saadaan yhtälölle (105) yhtälön (106) mukainen esitys. Korvakkeen massa $m_{k,i,j}$ voidaan esittää yhtälön (107) mukaisessa muodossa. Kun yhtälö (107) sijoitetaan yhtälön (106) oikean puolen ensimmäisen termin nimittäjään, korvakkeen massa $m_{k,i,j}$ supistuu yhtälön (106) oikean puolen ensimmäisestä termistä pois ja yhtälölle (107) saadaan yhtälössä (108) esitetty muoto. Kun yhtälö (108) ratkaistaan korvakkeen massan suhteen ja käytetään korvakkeessa vaikuttavana jännityksenä suurinta sallittua jännitystä $\sigma_{m,max}$, saadaan korvakkeen massalle $m_{k,i,j}$ yhtälössä (109) esitetty muoto.

$$\frac{\sigma_k m_{k,i,j}}{\rho_m l_k} = \frac{6F_{y',i,j}r_k m_{k,i,j}}{\rho_m l_k b_{k,i,j}h_k^2} + F_{x',i,j} \quad (106)$$

$$m_{k,i,j} = \rho_m l_k b_{k,i,j} h_k \quad (107)$$

$$\frac{\sigma_k m_{k,i,j}}{\rho_m l_k} = \frac{6F_{y',i,j}r_k}{h_k} + F_{x',i,j} \quad (108)$$

$$m_{k,i,j} = \frac{\rho_m l_k}{\sigma_{m,max}} \left(\frac{6F_{y',i,j}r_k}{h_k} + F_{x',i,j} \right) \quad (109)$$

5.4.4 Leikkausjännitysten ja reikien jännityskeskittymien tarkastelu

Korvakkeen suurin leikkausjännitys τ_{max} voidaan esittää yhtälöllä (110), kun palkkirakenteen poikkileikkaus on suorakulmion muotoinen sekä jäyhyysmomentti $I_{k,i,j}$ ja leveys $b_{k,i,j}$ ovat riippumattomia koordinaateista x' ja y' [82]. Kuvien 5.5 (b) ja 5.6 (a) mukaisissa korvakkeiden kuormitustilanteissa leikkausvoima $Q_{k,i,j}$ ei riipu x' -koordinaatista, vaan leikkausvoiman suuruus vastaa vakioarvoa $F_{y',i,j}$. Kun lisäksi esitetään korvakepalkin suurin leikkausjännitys τ_{max} aikaisemmin määriteltynä suurimpana sallittuna leikkausjännityksenä

$\tau_{m,max}$, saadaan yhtälöstä (110) suurimmalle sallitulle leikkausjännitykselle $\tau_{m,max}$ yhtälössä (111) esitetty muoto. Korvakkeen poikkileikkauksen pinta-ala $A_{k,i,j}$ voidaan esittää aikaisemmin määritellyn yhtälön (67) mukaisesti, jolloin korvakkeen suurimman sallitun leikkausjännityksen määräämäksi massaksi $m_{k,i,j}$ saadaan yhtälön (112) mukainen lauseke. Kuten yhtälöstä (112) nähdään, korvakkeiden leikkausjännityksen määräämä massa ei riipu korvakkeen normaalivoimista.

$$\tau_{max}(x') = \frac{3Q_{k,i,j}(x')}{2A_{k,i,j}} \quad (110)$$

$$\tau_{m,max} = \frac{3F_{y',i,j}}{2A_{k,i,j}} \quad (111)$$

$$m_{k,i,j} = \frac{3}{2} \frac{F_{y',i,j} \rho_m l_k}{\tau_{m,max}} \quad (112)$$

Korvakkeiden reikien ympärille syntyvien jännityskeskittymien vaikutusta korvakkeiden mitoitukseen voidaan tarkastella bearing-lujuudella, joka kuvaa jännitystä, jolla materiaali alkaa myötää reiän ympärillä tappiin kohdistuvan voiman seurauksesta. Tappien korvakkeisiin synnyttämä bearing-jännitys $\sigma_{b,i,j}$ lasketaan yhtälöllä (113), jossa $d_{t,i,j}$ kuvaa tappien halkaisijaa [83]. Kun yhtälöstä (113) ratkaistaan korvakkeiden leveydet $b_{k,i,j}$ ja bearing-jännityksen arvona käytetään suurinta sallittua bearing-jännitystä $\sigma_{m,b,max}$, saadaan korvakkeiden pienimmille sallituille leveyksille $b_{k,min,i,j}$ yhtälön (114) mukainen lauseke. Lasketut korvakkeiden pienimpien sallittujen leveyksien $b_{k,min,i,j}$ arvot on merkitty taulukoihin 5.16 ja 5.17. Leveyksien $b_{k,min,i,j}$ laskemiseen tarvittavat voimat $F_{i,j}$ on esitetty aikaisemmin taulukoissa 5.8 ja 5.9 sekä tappien halkaisijat $d_{t,i,j}$ taulukoissa 5.11 ja 5.15.

$$\sigma_{b,i,j} = \frac{F_{i,j}}{d_{t,i,j} b_{k,i,j}} \quad (113)$$

$$b_{k,min,i,j} = \frac{F_{i,j}}{d_{t,i,j} \sigma_{m,b,max}} \quad (114)$$

Taulukko 5.16 Korvakkeiden bearing-lujuuksien määräämät korvakkeiden pienimmät mahdolliset leveydet konsepteissa A1 ja A2.

$b_{A1,k,min,1,1}$ (mm)	$b_{A2,k,min,1,1}$ (mm)	$b_{A1,k,min,1,2}$ (mm)	$b_{k,min,2,1}$ (mm)	$b_{k,min,2,2}$ (mm)
13,5	11,5	13,4	0,5	0,5

Taulukko 5.17 Korvakkeiden bearing-lujuuksien määräämät korvakkeiden pienimmät mahdolliset leveydet konseptissa B.

	$b_{k,min,1}$ (mm)	$b_{k,min,2,1}$ (mm)	$b_{k,min,2,2}$ (mm)
V_A	7,4	3,2	3,2
V_D	7,6	2,3	2,3

5.4.5 Massojen määrittäminen

Konseptien A1 ja A2 korvakkeiden normaalijännitysten määräämät massat on esitetty yhtälöissä (115)...(118) ja konseptin B korvakkeiden normaalijännitysten määräämät massat yhtälöissä (119) ja (120). Korvakkeiden normaalijännitysten määräämät massojen yhtälöt saadaan, kun voimien $F_{i,j}$ lausekkeet sijoitetaan konsepteissa A1 ja A2 aikaisemmin määritetyistä yhtälöistä (57)...(60) ja konseptissa B yhtälöistä (63) ja (64) korvakkeiden suurimpien sallittujen normaalijännitysten määräämien massojen $m_{k,i,j}$ yhtälöihin (93), (102) ja (109). Korvakkeen massan yhtälössä (109) esiintyvät voimakomponentit $F_{x',i,j}$ ja $F_{y',i,j}$ voidaan päätellä suoraan voimien $F_{i,j}$ yhtälöistä (115)...(120) tai käyttämällä apuna aikaisemmin esitettyjä kuvia 5.3 (b), 5.4 (b) ja 5.4 (c). Korvakkeiden leikkausvoimien määräämät massat on esitetty yhtälöissä (121) ja (122). Kuten yhtälöistä (121) ja (122) nähdään, korvakkeiden leikkausvoimien määräämien massojen yhtälöt eivät riipu konseptista. Korvakkeiden leikkausvoimien määräämät massojen yhtälöt saadaan, kun voimat $F_{i,j}$ sijoitetaan korvakkeiden suurimman sallitun leikkausjännityksen määräämään massan $m_{k,i,j}$ yhtälöön (112). Yhtälöissä (115)...(122) alaindeksi A viittaa konseptiin A1 ja A2, yläindeksi σ suurimman sallitun normaalijännityksen määräämiin massoihin ja yläindeksi τ suurimman sallitun leikkausjännityksen määräämiin massoihin.

$$m_{A1,k,1,1}^{\sigma} = \frac{\rho_m l_k}{\sigma_{m,max}} \left[\frac{6r_k \left(Q_z - \frac{|M_y|}{d} \right)}{h_k} + \frac{M_x}{t} \right] \quad (115)$$

$$m_{A2,k,1,1}^{\sigma} = \frac{\rho_m l_k}{\sigma_{m,max}} \left[\frac{6r_k \left(Q_z - \frac{|M_y|}{d} \right)}{h_k} + \frac{M_x}{l_{ke} + t} \right] \quad (116)$$

$$m_{A1,k,1,2}^{\sigma} = \frac{M_x \rho_m l_k}{\sigma_{m,max} t} \quad (117)$$

$$m_{A,k,2,1}^{\sigma} = m_{A,k,2,2}^{\sigma} = \frac{3|M_y| \rho_m l_k r_k}{\sigma_{m,max} h_k d} \quad (118)$$

$$m_{B,k,1}^{\sigma} = \frac{\rho_m l_k}{\sigma_{m,max}} \left[\frac{6r_k \left(Q_z - \frac{|M_y|}{d} \right)}{h_k} + \frac{M_x}{h_{str}} \right] \quad (119)$$

$$m_{B,k,2,1}^{\sigma} = m_{B,k,2,2}^{\sigma} = \frac{\rho_m l_k}{2\sigma_{m,max}d} \left(\frac{6|M_y|r_k}{b_{B,k,2}} + M_z \right) \quad (120)$$

$$m_{k,1,1}^{\tau} = \frac{3}{2} \frac{\left(Q_z - \frac{|M_y|}{d} \right) \rho_m l_k}{\tau_{m,max}} \quad (121)$$

$$m_{k,2,1}^{\tau} = m_{k,2,2}^{\tau} = \frac{3}{4} \frac{|M_y| \rho_m l_k}{\tau_{m,max}d} \quad (122)$$

Korvakkeiden massojen laskennassa käytetyt dimensiot on merkitty taulukkoon 5.18. Kuten taulukosta 5.18 nähdään, taittomekanismien kaikilla korvakkeilla on sama pituus l_k ja lähes kaikilla korvakkeilla sama korkeus h_k , jolloin korvakkeiden leveydet $b_{k,i,j}$ vaihtelevat korvakkeisiin kohdistuvien kuormitusten mukaan. Korvakkeiden pituus l_k on arvioitu luvussa 3.2 esitettyjen taittomekanismien rakenteiden ja toimintojen perusteella. Konseptin B korvakkeiden 2,1 ja 2,2 korkeus $h_{B,k,2}$ eroaa muiden korvakkeiden korkeuksista, koska konseptin B korvakkeet 2,1 ja 2,2 on asetettu muista korvakkeista poiketen vaakatasoon (luku 3.2.2), jolloin korvakkeiden 2,1 ja 2,2 korkeus on rajallinen. Korvakkeiden korkeudet vaikuttavat merkittävästi korvakkeiden kykyyn kantaa vertikaalisista voimista syntyviä kuormia, jotka ovat mitoituksen suhteen kriittisempiä kuin lateraalisten voimien synnyttämät kuormat, joten korvakkeiden korkeudeksi h_k on valittu suurin mahdollinen arvo. Konseptin B korvakkeissa 2,1 ja 2,2 korkeudeksi $h_{B,k,2}$ on kuitenkin valittu mahdollisimman pieni arvo, jotta konseptin B korvakkeiden 2,1 ja 2,2 vertikaalisista voimista syntyvien kuormien kantokykyyn merkittävästi vaikuttavat leveydet $b_{B,k,2}$ olisivat mahdollisimman suuria.

Taulukko 5.18 Korvakkeiden massojen laskennassa käytetyt dimensiot.

l_k (mm)	h_k (mm)	$h_{B,k,2}$ (mm)	r_k (mm)	$l_{ke,opt}$ (mm)	d (mm)	t (mm)
100	40	28	80	50	710	135

Korvakkeiden leveydet $b_{k,i,j}$ voidaan laskea yhtälöllä (123), kun korvakkeiden massat $m_{k,i,j}$ tiedetään. Konseptin B korvakkeiden 2,1 ja 2,2 korkeus $h_{B,k,2}$ voidaan laskea yhtälöllä (124), kun korvakkeiden 2,1 ja 2,2 massa $m_{B,k,2}$ tiedetään. Konseptin B korvakkeiden 2,1 ja 2,2 massoja ei ole esitetty yhtälössä (120) korkeuden funktiona, joten konseptin B korvakkeiden 2,1 ja 2,2 normaali-jännitysten määräämä massa $m_{B,k,2}^{\sigma}$ on laskettava iteroimalla yhtälöitä (120) ja (124), kunnes yhtälöllä (124) määritetty korvakkeiden 2,1 ja 2,2 korkeus $h_{B,k,2}$ vastaa taulukossa 5.18 esitettyä korvakkeiden 2,1 ja 2,2 korkeudelle valittua arvoa. Iterointi etenee niin, että korvakkeiden 2,1 ja 2,2 leveydelle $b_{B,k,2}$ valitaan ensiksi alkuarvo, jolla korvakkeiden 2,1 ja 2,2 massa $m_{B,k,2}$ lasketaan. Kun korvakkeiden 2,1 ja 2,2 massa $m_{B,k,2}$ on laskettu, massa $m_{B,k,2}$ voidaan sijoittaa yhtälöön (124), josta saadaan korvakkeiden 2,1 ja 2,2 leveyden $b_{B,k,2}$ ja massan $m_{B,k,2}$ määräämä korvakkeiden korkeus $h_{B,k,2}$, jonka on iterointikierrosten jälkeen vastattava taulukossa 5.18 esitettyä arvoa.

$$b_{k,i,j} = \frac{m_{k,i,j}}{\rho_m h_k l_k} \quad (123)$$

$$h_{B,k,2} = \frac{m_{B,k,2}}{\rho_m b_{B,k,2} l_k} \quad (124)$$

Konseptien A1 ja A2 suurimman sallitun normaalijännityksen määräämät korvakkeiden massat on merkitty taulukkoon 5.19 ja konseptin B suurimman sallitun normaalijännityksen määräämät korvakkeiden massat taulukkoon 5.20. Konseptien leikkausjännitysten määräämät massa on merkitty taulukkoon 5.21. Kuten taulukoiden 5.19, 5.20 ja 5.21 massoja vertailemalla voidaan todeta, korvakkeissa vaikuttavat normaalijännitykset ovat korvakkeiden massojen kannalta selvästi kriittisempiä kuin leikkausjännitykset. Taulukosta 5.20 voidaan puolestaan nähdä lentonopeuden V_D olevan kriittisempi konseptin B korvakkeiden massojen suhteen kuin lentonopeuden V_A , joten konseptin B korvakkeet mitoitetaan nopeudella V_D . Yhtälöllä (123) lasketut korvakkeiden leveydet $b_{k,i,j}$ on merkitty taulukkoon 5.22. Kuten taulukon 5.22 korvakkeiden leveyksiä ja aikaisemmin taulukoissa 5.16 ja 5.17 esitettyjä korvakkeiden bearing-lujuuden vaatimia pienimpiä mahdollisia korvakkeiden leveyksiä $b_{k,min,i,j}$ vertailemalla havaitaan, konseptin A1 korvake 1,2 on ainoa korvake, jossa bearing-jännitys on kriittinen. Näin ollen konseptin A1 korvake 1,2 mitoitetaan bearing-lujuuden määräämän korvakkeen leveyden $b_{k,min,1,2}$ mukaan. Bearing-lujuuden mukaan mitoitettun konseptin A1 korvakkeen 1,2 massa on esitetty taulukossa 5.19 korvakkeen 1,2 suurimman sallitun normaalijännityksen määräämän massan alapuolella.

Taulukko 5.19 Suurimman sallitun normaalijännityksen määräämät korvakkeiden massat konsepteissa A1 ja A2. Taulukkoon on lisäksi merkitty konseptin A1 korvakkeen 1,2 bearing-lujuuden määräämä massa, joka on mitoittavampi kuin suurimman sallitun normaalijännityksen määräämä massa.

$m_{A1,k,1,1}$ (kg)	$m_{A2,k,1,1}$ (kg)	$m_{A1,k,1,2}$ (kg)	$m_{k,2,1}$ (kg)	$m_{k,2,2}$ (kg)
0,159	0,138	0,079	0,032	0,032
		0,209		

Taulukko 5.20 Suurimman sallitun normaalijännityksen määräämät korvakkeiden massat konseptissa B.

	$m_{k,1}$ (kg)	$m_{k,2,1}$ (kg)	$m_{k,2,2}$ (kg)
V_A	0,189	0,077	0,077
V_D	0,209	0,098	0,098

Taulukko 5.21 Suurimman sallitun leikkausjännityksen määräämät korvakkeiden massat konsepteissa A1, A2 ja B.

$m_{A,k,1,1}$ (kg)	$m_{A,k,2,1}$ (kg)	$m_{A,k,2,2}$ (kg)	$m_{B,k,1}$ (kg)	$m_{B,k,2,1}$ (kg)	$m_{B,k,2,2}$ (kg)
0,018	0,007	0,007	0,043	0,007	0,007

Taulukko 5.22 Suurimman sallitun normaalijännityksen määräämät korvakkeiden leveydet konsepteissa A1 ja A2.

$b_{A1,k,1,1}$ (mm)	$b_{A2,k,1,1}$ (mm)	$b_{A1,k,1,2}$ (mm)	$b_{k,2,1}$ (mm)	$b_{k,2,2}$ (mm)
14	12	7	3	3

Taulukko 5.23 Suurimman sallitun normaalijännityksen määräämät korvakkeiden leveydet konseptissa B.

$b_{k,1}$ (mm)	$b_{k,2,1}$ (mm)	$b_{k,2,2}$ (mm)
19	14	14

5.5 Konseptin A2 lukitusrakenteiden massa sekä tukirakenteen optimaaliset mitat

5.5.1 Lukitusrakenteiden osamassat

Konseptin A1 lukitusrakenteiden massa $m_{A1,luk}$ koostuu yhtälön (125) mukaisesti lukitustapin massasta $m_{A1,t,1,2}$ sekä korvakepalan korvakkeen 1,2 ja korvakepalan 1,2 muiden rakenteiden massoista $m_{A1,k,1,2}$ ja $m_{A1,kpm,1,2}$. Konseptin A2 lukitusrakenteiden massa $m_{A2,luk}$ koostuu yhtälön (126) mukaisesti lukitustapin sekä kolmiomaisen tukirakenteen keskituen, vinotukien ja salkokiinnityksen eli horisontaalisen osan massoista $m_{A2,t,1,2}$, $m_{A2,ke}$, $m_{A2,v}$ ja $m_{A2,h}$. Kummassakin konseptissa salkokiinnitysten massat jätetään tarkastelematta, jolloin massa $m_{A1,kpm,1,2}$ jää pois yhtälöstä (125) ja massa $m_{A2,h}$ pois yhtälöstä (126). Keskitukea ja vinotukia käytetään vain konseptissa A2, joten keskituen ja vinotukien massoja $m_{A2,ke}$ ja $m_{A2,v}$ merkitään jatkossa ilman konseptiin viittaavaa alaindeksiä.

$$m_{A1,luk} = m_{A1,t,1,2} + m_{A1,k,1,2} + m_{A1,kpm,1,2} \quad (125)$$

$$m_{A2,luk} = m_{A2,t,1,2} + m_{A2,ke} + m_{A2,v} + m_{A2,h} \quad (126)$$

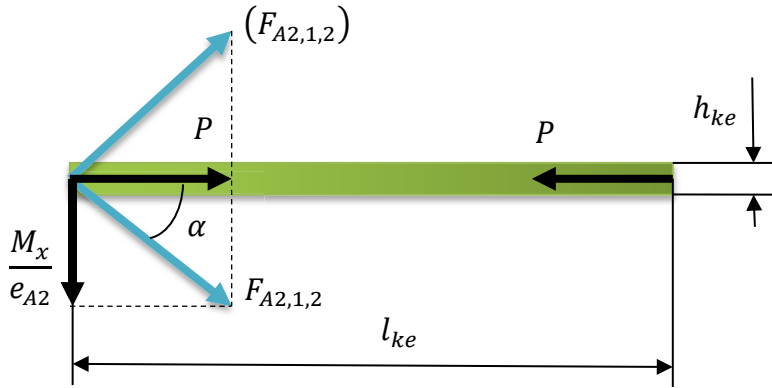
Lukitusmekanismien massojen tarkastelu ei riitä optimaalisen keskituen pituuden $l_{ke,opt}$ ja kulman α_{opt} selvittämiseksi, koska myös konseptin A2 korvakkeiden 1,1 ja tapin 1,1 massat riippuvat keskituen pituudesta. Optimaalisen pituuden $l_{ke,opt}$ ja kulman α_{opt} selvittämiseksi on tarkasteltava taivutusmomentin M_x kantavien rakenteiden massaa m_{M_x} , koska taivutusmomentin kantavat rakenteet riippuvat pituudesta l_{ke} ja kulmasta α . Massa m_{M_x} saadaan, kun lukitusrakenteiden massa m_{luk} lisätään korvakkeiden 1,1 massa, jolloin taivutusmomentin kantavien rakenteiden massaksi saadaan konseptissa A1 yhtälön (127) mukainen ja konseptissa A2 yhtälön (128) mukainen esitys. Tapin 1,1 massaa ei tarvitse ottaa massan m_{M_x} määrittämisessä huomioon, koska konsepteissa A1 ja A2 käytetään akselitankoa 1,1, jonka massa riippuu aktuaattorin tuottamasta vääntömomentista (luku 5.3.2).

$$m_{A1,M_x} = m_{A1,t,1,2} + m_{A1,k,1,2} + m_{A1,k,1,1} \quad (127)$$

$$m_{A2,M_x} = m_{A2,t,1,2} + m_{A2,ke} + m_{A2,v} + m_{A2,k,1,1} \quad (128)$$

5.5.2 Suurimpien sallittujen jännitysten määräämät massat sekä optimaalinen keskituen pituus ja kulma α

Kolmiomaisen tukirakenteen keskituen vapaakappalekuva on esitetty kuvassa 5.7. Voimat $F_{A2,1,2}$ kuvaavat keskitukeen vinotuista syntyviä, keskenään yhtä suuria tukivoimia, jotka vaikuttavat keskitukeen kulmassa α . Voima $F_{A2,1,2}$ kuvaa myös lukitustappiin kohdistuvaa leikkausvoimaa. Vinotuet kiinnittyvät keskitukeen tapin välityksellä nivellisesti, joten vinotukien ja keskituen kiinnityskohtaan ei synny pistemomenttia. Voimien $F_{A2,1,2}$ vertikaaliset komponentit kumoavat toisensa, jolloin keskituen kannettavaksi jää ainoastaan lateraalinen, puristava voima P . Kuten kuvasta 5.7 nähdään, puristava voima P voidaan esittää siiven taivutusmomentin M_x , momenttivarren e_{A2} ja kulman α avulla yhtälöllä (129). Toisaalta voima P voidaan esittää yhtälön (130) mukaisesti keskituessa vaikuttavan normaalijännityksen σ_{ke} ja keskituen poikkileikkauksen pinta-alan A_{ke} avulla [82]. Pinta-ala A_{ke} voidaan esittää kuten aikaisemmin yhtälössä (67), jolloin yhtälöstä (130) saadaan yhtälössä (131) esitetty muoto. Yhdistämällä voimaa P kuvaavat yhtälöt (129) ja (131) sekä ratkaisemalla syntynyt lauseke keskituen massan m_{ke} suhteen saadaan keskituen massalle yhtälössä (132) esitetty muoto.



Kuva 5.7 Keskituen vapaakappalekuva.

$$P = \frac{M_x}{\tan(\alpha)e_{A2}} \quad (129)$$

$$P = \sigma_{ke}A_{ke} \quad (130)$$

$$P = \frac{\sigma_{ke}m_{ke}}{\rho_m l_{ke}} \quad (131)$$

$$m_{ke} = \frac{M_x \rho_m l_{ke}}{\tan(\alpha)\sigma_{ke}e_{A2}} \quad (132)$$

Kun yhtälön (132) momenttivarsi e_{A2} esitetään aikaisemmin määritellyn yhtälön (56) mukaisesti ja lisäksi käytetään normaalijännityksen σ_{ke} arvona suurinta sallittua jännitystä $\sigma_{m,max}$, saadaan keskituen massalle m_{ke} yhtälössä (133) esitetty muoto.

$$m_{ke} = \frac{M_x \rho_m l_{ke}}{\tan(\alpha) \sigma_{m,max}(l_{ke} + t)} \quad (133)$$

Voima $F_{A2,1,2}$ voidaan esittää kuvan 5.7 mukaisesti yhtälöllä (134). Voima $F_{A2,1,2}$ vaikuttaa vinotuessa lateraalisesti vetävänä voimana samalla tavalla kuin lateraalinen voima P vaikuttaa keskituessa puristavana voimana, joten vinotuen massa m_v voidaan laskea samalla tavalla kuin keskituen massa m_{ke} on laskettu yhtälöissä (129)... (133). Lähtemällä liikkeelle yhtälöstä (134) ja seuraamalla yhtälöissä (129)... (133) esitettyjä laskuvaiheita saadaan yhden vinotuen massalle m_v yhtälössä (135) esitetty muoto.

$$F_{A2,1,2} = \frac{M_x}{\sin(\alpha) e_{A2}} \quad (134)$$

$$m_v = \frac{M_x \rho_m l_v}{\sin(\alpha) \sigma_{m,max}(l_{ke} + t)} \quad (135)$$

Vinotukien pituus l_v voidaan esittää keskituen pituuden l_{ke} ja kulman α avulla yhtälöllä (136), joka on määritetty kuvaa 5.7 apuna käyttäen. Kun yhtälö (136) sijoitetaan vinotuen massan m_v yhtälöön (135) ja otetaan huomioon vinotukia olevan kaksi, saadaan vinotukien massaksi m_v yhtälössä (137) esitetty lauseke.

$$l_v = \frac{l_{ke}}{\cos(\alpha)} \quad (136)$$

$$m_v = \frac{2M_x \rho_m l_{ke}}{\sin(\alpha) \cos(\alpha) \sigma_{m,max}(l_{ke} + t)} \quad (137)$$

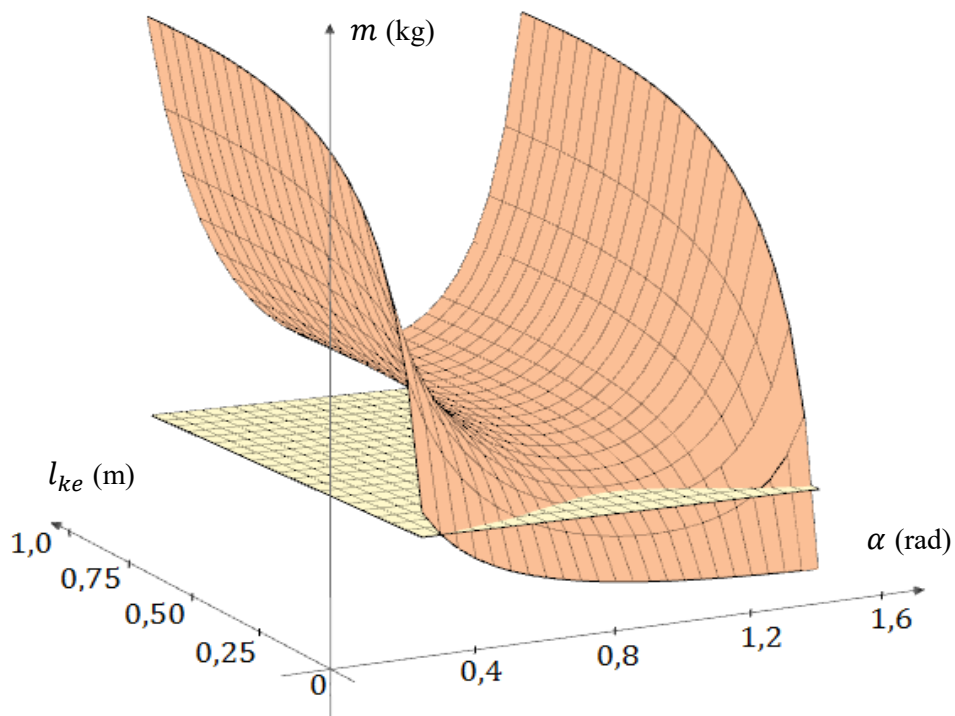
Konseptin A2 taivutusmomentin M_x kantavien rakenteiden massa m_{A2,M_x} voidaan esittää yhtälöllä (138), joka saadaan sijoittamalla yhtälöön (128) lukitustapin 1,2 massa $m_{A2,t,1,2}$ yhtälöstä (74), keskituen massa m_{ke} yhtälöstä (133), vinotukien massa m_v yhtälöstä (137) ja korvakkeiden 1,1 massa yhtälöstä (116). Konseptin A1 taivutusmomentin M_x kantavien rakenteiden massa m_{A1,M_x} voidaan esittää yhtälöllä (139), joka saadaan sijoittamalla yhtälöön (127) lukitustapin 1,2 massa $m_{A1,t,1,2}$ yhtälöstä (73) sekä korvakkeiden 1,1 ja 1,2 massat $m_{A1,k,1,1}$ ja $m_{A1,k,1,2}$ yhtälöistä (115) ja (93). Yhtälöissä (93), (115) ja (116) on laskettu yhden korvakkeen massa, mutta koska jokainen indeksinumeroitu korvakepari sisältää kaksi korvaketta (luku 5.4.1), on korvakkeiden massaa kuvaavat termit kerrottu yhtälöissä (138) ja (139) kahdella. Massan m_{A2,M_x} laskennassa ollaan kiinnostuneita keskituen pituuden l_{ke} ja kulman α vaikutuksesta massan m_{A2,M_x} arvoon, joten keskituen pituus l_{ke} ja kulma α toimivat yhtälössä (138) muuttujina.

$$m_{A2,M_x}(\alpha, l_{ke}) = \frac{M_x}{(l_{ke} + t)} \left(\frac{\rho_t l_t}{\sin(\alpha) \tau_{t,max}} + \frac{\rho_m l_{ke}}{\tan(\alpha) \sigma_{m,max}} + \frac{2\rho_m l_{ke}}{\sin(\alpha) \cos(\alpha) \sigma_{m,max}} \right) + \frac{2\rho_m l_k}{\sigma_{m,max}} \left[\frac{6r_k \left(Q_z - \frac{|M_y|}{d} \right)}{h_k} + \frac{M_x}{l_{ke} + t} \right] \quad (138)$$

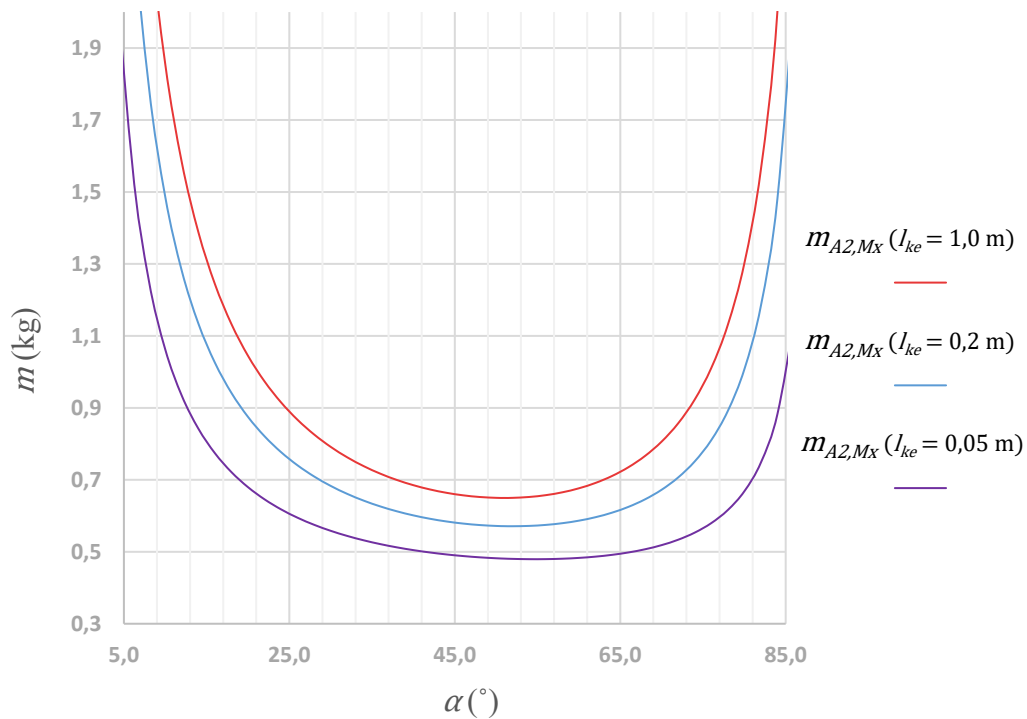
$$m_{A1,M_x} = \frac{M_x \rho_t l_t}{\tau_{t,max} t} + \frac{2M_x \rho_m l_k}{\sigma_{m,max} t} + \frac{2\rho_m l_k}{\sigma_{m,max}} \left[\frac{6r_k \left(Q_z - \frac{|M_y|}{d} \right)}{h_k} + \frac{M_x}{t} \right] \quad (139)$$

Yhtälöiden (138) ja (139) mukaiset konseptien A1 ja A2 taivutusmomentin kantavien rakenneiden massojen m_{A1,M_x} ja m_{A2,M_x} kuvaajat on esitetty kuvan 5.8 kolmiulotteisessa koordinaatistossa (α, l_{ke}, m) , jossa radiaaneina ilmaistu kulma α saa arvoja väliltä $[0, \pi/2]$ ja metreinä ilmaistu pituus l_{ke} arvoja väliltä $[0, 1]$. Konseptin A1 massan m_{A1,M_x} kuvaaja on esitetty kuvassa 5.8 vaaleankeltaisella värillä ja konseptin A2 massan m_{A2,M_x} kuvaaja vaaleanruskealla värillä. Kuten kuvasta 5.8 nähdään, konseptin A2 massa m_{A2,M_x} eli vaaleanruskea taso kasvaa äärettömän suureksi pienillä ja suurilla kulman α arvoilla riippumatta pituuden l_{ke} arvosta. Massa m_{A2,M_x} kasvaa äärettömän suureksi kulman α lähestyessä 90 astetta ($= \pi/2$), koska kulman α lähestyessä 90 astetta vinotukien pituus kasvaa äärettömän suureksi. Massa m_{A2,M_x} kasvaa äärettömän suureksi kulman α lähestyessä nollaa astetta, koska kulman α lähestyessä nollaa astetta keski- ja vinotuissa vaikuttavat voimat P ja $F_{A2,1,2}$ kasvavat äärettömän suuriksi. Kuvan 5.8 perusteella konseptin A2 massa m_{A2,M_x} on lähes kaikilla keskituen pituuden l_{ke} ja kulman α arvoilla suurempi kuin vaaleankeltaisella värillä esitetyn konseptin A1 massa m_{A1,M_x} . Erittäin pienillä keskituen pituuksilla konseptin A2 massa m_{A2,M_x} on kuitenkin pienempi kuin konseptin A1 massa m_{A1,M_x} .

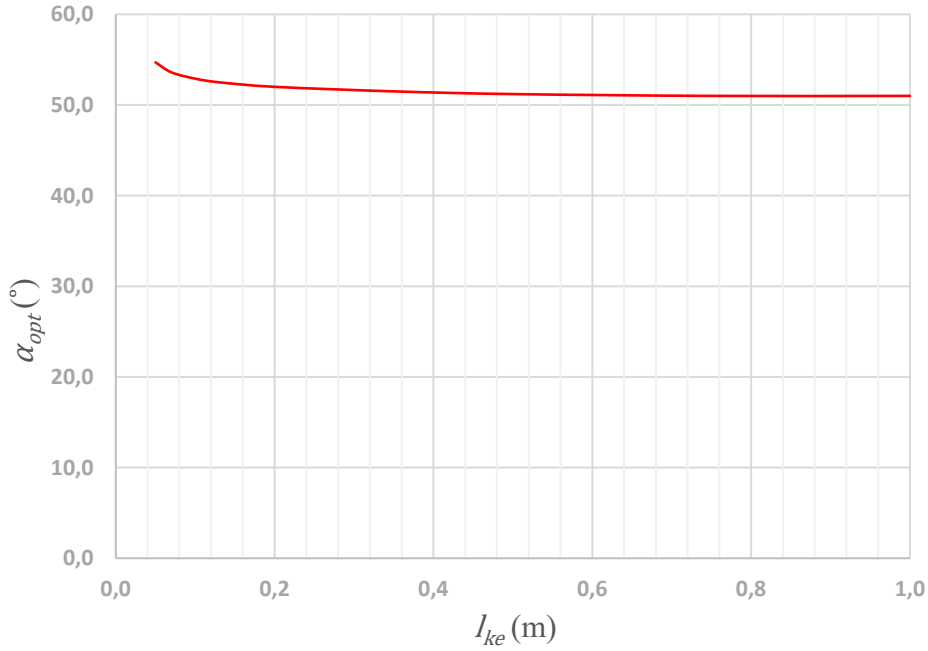
Kuvassa 5.9 on esitetty yhtälön (138) mukainen konseptin A2 massan m_{A2,M_x} riippuvuus kulmasta α kolmella keskituen pituuden l_{ke} arvolla. Kuten kuvasta 5.9 nähdään, massa m_{A2,M_x} on pienimmillään pienillä keskituen pituuksilla ja kulman α arvoilla, jotka ovat välillä 45° – 60° . Pienimmät massan m_{A2,M_x} arvot saavutetaan optimaalisella kulmalla α_{opt} , joka riippuu keskituen pituudesta l_{ke} . Optimaalisen kulman α_{opt} riippuvuus keskituen pituudesta saadaan haarukoimalla optimaalisen kulman arvo usealla keskituen pituuden arvolla ja sovittamalla kuvaaja ratkaistuihin pisteisiin (l_{ke}, α_{opt}) . Optimaalisen kulman α_{opt} riippuvuus pituudesta l_{ke} on esitetty kuvassa 5.10, josta nähdään optimaalisen kulman α_{opt} pienenevän nopeasti pienillä ja olevan lähes vakio suurilla keskituen pituuksilla. Konseptin A2 kolmiomainen tukirakenne ei ole toteutettavissa kaikista pienimmillä pituuden l_{ke} arvoilla fyysisten rajoitteiden ja valmistukseen liittyvien ongelmien vuoksi, joten optimaaliseksi keskituen pituudeksi valitaan pienin mahdollinen arvo, jonka on arvioitu olevan $l_{ke,opt} = 5$ cm. Optimaalisella keskituen pituudella $l_{ke,opt} = 5$ cm optimaalinen kulma saa arvon $\alpha_{opt} = 54,7^\circ$.



Kuva 5.8 Siiven taivutusmomentin kantavien rakenteiden massat keskituen pituuden l_{ke} ja kulman α funktiona konseptissa A1 (vaaleankeltainen taso) ja konseptissa A2 (vaaleanruskea taso).



Kuva 5.9 Konseptin A2 siiven taivutusmomentin kantavien rakenteiden massa kulman α funktiona kolmella parametrin l_{ke} arvolla.



Kuva 5.10 Optimaalisen kulman α_{opt} riippuvuus keskituen pituudesta l_{ke} .

5.5.3 Keskituen stabiiliuden vaikutus massoihin ja massojen määrittäminen

Konseptin A2 keskituki on stabiili, kun siihen kohdistuva puristava voima P ei ylitä nurjahdukseen vaadittavaa kriittistä voimaa P_{kr} . Kun otetaan huomioon aikaisemmin taittomekanismin rakenteille määritetty varmuuskerroin $MoS = 3,0$, keskituessa vaikuttavalle voimalle P ja kriittiselle voimalle P_{kr} saadaan yhtälön (140) mukainen riippuvuus. Kriittistä voimaa P_{kr} voidaan arvioida kaksiulotteisissa tapauksissa yhtälöllä (141), jossa $E_m = E_{ke}$ kuvaa keskituen kimmomoduulia, I_{ke} jäyhyysmomenttia ja μ nurjahdusmuodosta riippuvaa vakiota [82]. Voima P voidaan esittää yhtälöllä (142), joka saadaan aikaisemmin määrittäytystä yhtälöstä (129). Keskituen poikkileikkaus on suorakulmio, joten yhtälön (141) jäyhyysmomentti voidaan esittää yhtälöllä (143) [82], jossa h_{ke} kuvaa keskituen korkeutta ja b_{ke} leveyttä. Sijoittamalla voimien P_{kr} ja P sekä jäyhyysmomentin I_{ke} lausekkeet yhtälöistä (141), (142) ja (143) yhtälöön (140) saadaan lauseke, josta voidaan johtaa yhtälössä (144) esitetty stabiiliuden määräämä keskituen pituudesta l_{ke} ja kulmasta α riippuva keskituen massa $m_{ke,sta}(\alpha, l_{ke})$. Yhtälön (144) johto on esitetty liitteessä 3.

$$P = \frac{1}{3} P_{kr} \quad (140)$$

$$P_{kr} = \mu \frac{\pi^2 E_m I_{ke}}{l_{ke}^2} \quad (141)$$

$$P = \frac{M_x}{\tan(\alpha)(l_{ke} + t)} \quad (142)$$

$$I_{ke} = \frac{b_{ke} h_{ke}^3}{12} \quad (143)$$

$$m_{ke,sta}(\alpha, l_{ke}) = \sqrt[3]{\frac{36M_x \rho_m^3 b_{ke}^2 l_{ke}^5}{\mu \pi^2 E_m \tan(\alpha) (l_{ke} + t)}} \quad (144)$$

Kun keskituen stabiiliutta ei huomioida, konseptien A1 ja A2 lukitusrakenteiden massat lasketaan yhtälöillä (145) ja (146), jotka saadaan suoraan yhtälöistä (138) ja (139) jättämällä yhtälöistä (138) ja (139) korvakkeiden 1,1 massoja kuvaavat termit pois. Kun keskituen stabiilius huomioidaan, konseptin A2 lukitusrakenteiden massa lasketaan yhtälöllä (147), joka vastaa yhtälöä (146) muuten, mutta yhtälössä (147) on käytetty keskituen massana yhtälön (144) mukaista stabiiliuden määräämää massaa. Keskituen stabiiliuden huomioiminen ei vaikuta konseptin A1 lukitusrakenteiden massa. Yhtälöissä (146) ja (147) käytetään kulman α arvona optimaalista kulmaa α_{opt} , joka on määritetty huomioimatta keskituen stabiiliutta. Keskituen stabiilius ei kuitenkaan vaikuta optimaalisen kulman α_{opt} arvoon, mikä voidaan todeta määrittämällä kulman α optimaalinen arvo optimaalisella keskituen pituudella $l_{ke,opt}$ samalla tavalla kuin aikaisemmin haarukoimalla kulman α arvo, jolla saavutetaan pienin siiven taivutusmomentin M_x kantavien rakenteiden massa.

$$m_{A1,luk} = \frac{M_x \rho_t l_t}{\tau_{t,max} t} + \frac{2M_x \rho_m l_k}{\sigma_{m,max} t} \quad (145)$$

$$m_{A2,luk}(l_{ke}) = \frac{M_x}{(l_{ke} + t)} \left(\frac{\rho_t l_t}{\sin(\alpha_{opt}) \tau_{t,max}} + \frac{\rho_m l_{ke}}{\tan(\alpha_{opt}) \sigma_{m,max}} + \frac{2\rho_m l_{ke}}{\sin(\alpha_{opt}) \cos(\alpha_{opt}) \sigma_{m,max}} \right) \quad (146)$$

$$m_{A2,luk,sta}(l_{ke}) = \frac{M_x}{\sin(\alpha_{opt}) (l_{ke} + t)} \left(\frac{\rho_t l_t}{\tau_{t,max}} + \frac{2\rho_m l_{ke}}{\cos(\alpha_{opt}) \sigma_{m,max}} \right) + \sqrt[3]{\frac{36M_x \rho_m^3 b_{ke}^2 l_{ke}^5}{\mu \pi^2 E_m \tan(\alpha_{opt}) (l_{ke} + t)}} \quad (147)$$

Yhtälöiden (145) ja (146) mukaisten konseptien A1 ja A2 suurimpien sallittujen jännitysten määräämien lukitusrakenteiden massojen kuvaajat on esitetty keskituen pituuden l_{ke} funktiona optimaalisella kulmalla α_{opt} kuvassa 5.11. Kuvaan 5.11 on merkitty myös konseptin A2 lukitusrakenteiden osamassat $m_{A2,t,1,2}$, m_{ke} ja m_v . Kuten kuvasta 5.11 nähdään, konseptin A2 lukitusrakenteiden massa $m_{A2,luk}$ ja osamassat m_{ke} ja m_v kasvavat nopeasti mutta eksponentiaalisesti hidastuen keskituen pituuden l_{ke} kasvaessa. Konseptin A2 lukitustapin 1,2 massa $m_{A2,t,1,2}$ vastaavasti pienenee nopeasti mutta eksponentiaalisesti hidastuen pituuden l_{ke} kasvaessa. Konseptin A2 tapin 1,2 massa ei kuitenkaan pienene konseptissa A2 niin

nopeasti ja suuresti, että pituuden l_{ke} kasvaessa kokonaismassa $m_{A2,luk}$ pienenesi, vaan massa $m_{A2,luk}$ kasvaa konvergoituvasti pituuden l_{ke} kasvaessa. Kuvan 5.11 mukaisesti konseptin A2 massa $m_{A2,luk}$ on suurempi kuin konseptin A1 massa $m_{A1,luk}$ kaikilla keskituen l_{ke} pituuksilla, lukuun ottamatta kaikista pienimpiä keskituen pituuksia.

Kuvassa 5.12 (a) on esitetty yhtälöiden (145) ja (147) mukaiset konseptien A1 ja A2 lukitusrakenteiden sekä lukitusrakenteiden osarakenteiden massat keskituen pituuden l_{ke} funktiona optimaalisella kulmalla α_{opt} tilanteessa, jossa keskituen stabiilius huomioidaan. Kuten kuvia 5.11 ja 5.12 (a) vertailemalla havaitaan, keskituen stabiiliuden huomioiminen pienentää keskituen massaa keskituen pituuteen $l_{ke} = 4$ cm saakka, koska normaalijännitykset ovat pienillä keskituen pituuksilla kriittisempiä kuin stabiilius. Yli neljän senttimetrin pituuksilla keskituen stabiiliuden huomioiminen lisää keskituen ja siten myös konseptin A2 lukitusrakenteiden massaa $m_{A2,luk}$ merkittävästi. Koska optimaaliseksi keskituen pituudeksi on valittu pienin mahdollinen arvo $l_{ke,opt} = 5$ cm > 4 cm, konseptin A2 lukitusrakenteiden massa määritetään yhtälöllä (147), jossa keskituen massa m_{ke} määräytyy stabiiliuden mukaan.

Keskituen stabiiliuden laskentaan liittyvät parametrit on merkitty taulukkoon 5.24 ja konseptien A1 ja A2 lukitusrakenteiden osarakenteiden massat sekä kokonaismassat $m_{A1,luk}$ ja $m_{A2,luk}$ taulukoihin 5.25 ja 5.26. Taulukossa 5.24 esitetty nurjahdusvakio μ määräytyy kuvassa 5.12 (b) esitettyjen keskituen reunaehtojen mukaan. Kuvan 5.12 (b) mukaisesti keskituki on kiinnitetty toisesta päästään jäykästi ja toisesta päästään nivellisesti niin, että keskituen ja siiven etusalon kiinnitys on jäykkä sekä keskituen ja vinotuen kiinnitys keskituen pituuden suuntaisen siirtymän salliva ja sivuttaissuuntaisen siirtymän estävä nivellinen kiinnitys. Taulukossa 5.24 esitetylle keskituen leveydelle b_{ke} on valittu toiminnallisin perustein sama arvo kuin tappien pituudelle l_t . Kuten taulukosta 5.25 nähdään, konseptin A2 lukitusrakenteiden massa $m_{A2,luk}$ riippuu merkittävästi siitä, huomioidaanko korvakkeiden bearing-lujuus. Jos korvakkeiden bearing-lujuus huomioidaan, taulukoiden 5.25 ja 5.26 massoja vertailemalla voidaan havaita konseptin A2 lukitusrakenteiden olevan kevyempi kuin konseptin A1 lukitusrakenteet. Jos bearing-lujuuksia ei huomioida, lukitusrakenteiden massat ovat konsepteissa A1 ja A2 likimain samat.

Taulukko 5.24 Keskituen stabiiliuden laskentaan liittyvät parametrit.

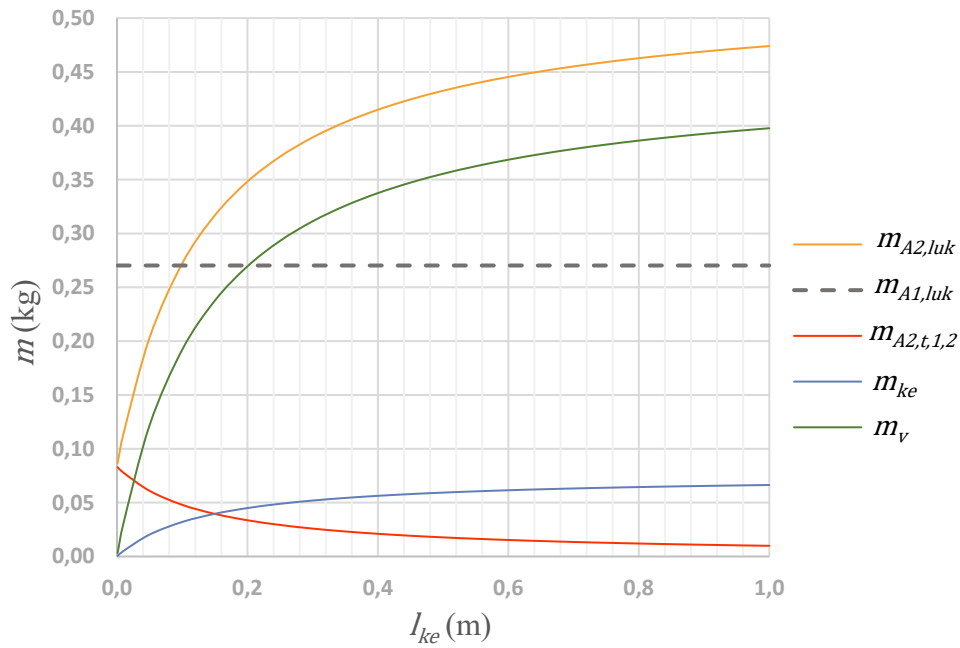
μ	E_m (GPa)	b_{ke} (m)	α_{opt} (°)	$l_{ke,opt}$ (m)
2,046	71,7	0,060	54,7	0,05

Taulukko 5.25 Taulukossa on ylemmällä rivillä konseptin A1 lukitusrakenteiden massat, kun bearing-lujuutta ei huomioida, ja alemmalla rivillä konseptin A1 lukitusrakenteiden massat, kun bearing-lujuus huomioidaan.

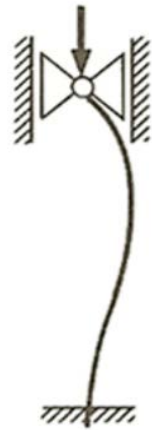
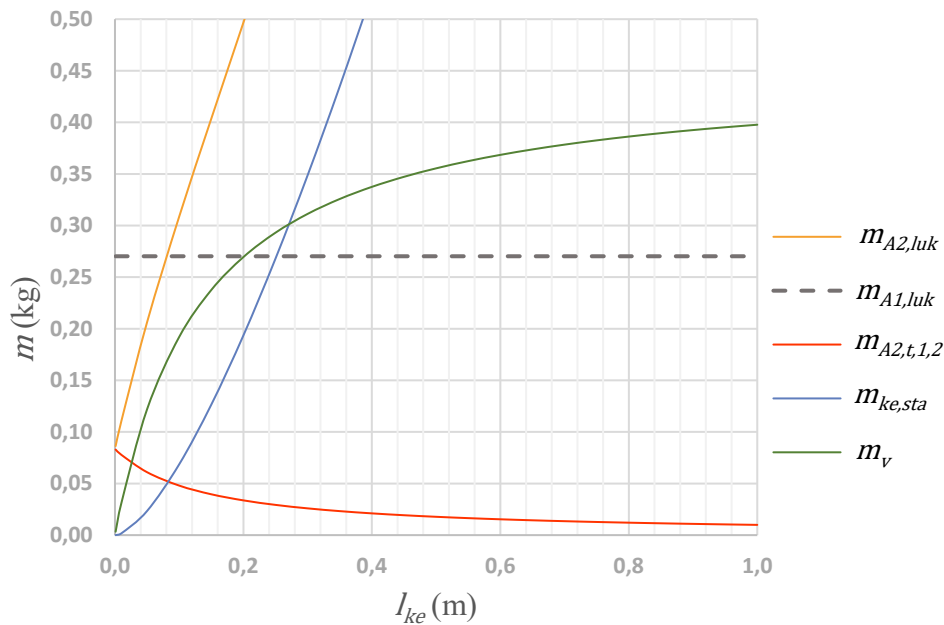
$m_{A1,t,1,2}$ (kg)	$m_{A1,k,1,2}$ (kg)	$m_{A1,luk}$ (kg)
0,068	0,158	0,226
0,068	0,419	0,487

Taulukko 5.26 Konseptin A2 lukitusrakenteiden massat.

$m_{A2,t,1,2}$ (kg)	m_{ke} (kg)	m_v (kg)	$m_{A2,luk}$ (kg)
0,061	0,023	0,122	0,206



Kuva 5.11 Suurimpien sallittujen jännitysten määräämät lukitusrakenteiden massat konseptissa A1 ja A2 keskituen pituuden l_{ke} funktiona optimaalisella kulmalla α_{opt} . Kuvaan mustalla katkoviivalla merkitty konseptin A1 lukitusrakenteiden massa ei riipu pituudesta l_{ke} .



(a)

(b)

Kuva 5.12 Kuvassa (a) on esitetty suurimpien sallittujen jännitysten määräämät konseptien A1 ja A2 lukitusrakenteiden massat keskituen pituuden l_{ke} funktiona optimaalisella kulmalla α_{opt} , kun keskituen stabiilius on huomioitu. Kuvassa (b) on esitetty keskituen reunaehtot ja nurjahdusmuoto.

5.6 Kokonaismassat

Konseptien A1 ja A2 massat m_{A1} ja m_{A2} määritetään käyttämällä apuna aikaisemmin esitettyjä yhtälöitä (54) ja (55) sekä konseptin B massa m_B käyttämällä yhtälöä (62). Massat m_{A1} , m_{A2} ja m_B jaetaan kahteen osaan: laskettuun rakenteelliseen massaan m_{rak} ja arvoituun kokonaismassaan m_{arv} . Konseptien A1 ja A2 laskettuun rakenteelliseen massaan $m_{A,rak}$ kuuluvat yhtälön (148) mukaisesti yhden taittomekanismin tappien, korvakkeiden, lukitusrakenteiden sekä akselitankojen massat. Konseptin B laskettuun rakenteelliseen massaan $m_{B,rak}$ kuuluvat yhtälön (149) mukaisesti tappien, korvakkeiden ja lukitusrakenteiden massat. Konseptin B lukitusrakenteen koostuu tapista 1 ja korvakkeesta 1, joten konseptin B tapin 1 ja korvakkeen 1 massat määritetään lukitusrakenteina.

Taittomekanismien kokonaismassan arvioinnissa otetaan yhtälön (150) mukaisesti huomioon aktuaattorin massa m_a sekä taittomekanismien rakenteiden arvoitu kokonaismassa $m_{rak,arv}$. Taittomekanismien rakenteiden arvoituun kokonaismassaan kuuluu laskettu rakenteellinen massa, arvioidut korvakepalojen, lukitusrakenteiden ja akselitankojen kiinnitysten massat sekä arvioidut taittomekanismin toimintaan liittyvien rakenteiden, kuten lukitustappien liikuttamiseen tarvittavien rakenteiden, massat. Taittomekanismin arvoitu kokonaismassa $m_{rak,arv}$ saadaan kertomalla laskettu taittomekanismin rakenteellinen massa m_{rak} kolmella. Taittomekanismin kokonaismassan arviossa kokonaismassa on kerrottava yhtälön (150) mukaisesti kahdella, koska lentokoneessa on kaksi taittomekanismia.

$$m_{A,rak} = m_t + m_k + m_{luk} + m_{at} \quad (148)$$

$$m_{B,rak} = m_t + m_k + m_{luk} \quad (149)$$

$$m_{arv} = 2(m_{rak,arv} + m_a) = 2(3m_{rak} + m_a) \quad (150)$$

Taulukkoon 5.27 on merkitty konseptien A1 ja A2 lasketut rakenteelliset massat m_{rak} osamassoineen ja taulukkoon 5.28 konseptien A1 ja A2 arvioidut kokonaismassat m_{arv} osamassoineen. Kuten taulukosta 5.27 nähdään, konseptin A1 rakenteellinen massa m_{rak} riippuu siitä, otetaanko korvakkeiden bearing-lujuus huomioon. Konseptin A1 rakenteellisen massan m_{rak} määrittäminen tilanteessa, jossa korvakkeiden bearing-lujuutta ei huomioida, on oleellista, koska bearing-lujuuden huomioiminen vaikuttaa konseptien vertailtavuuteen. Korvakkeiden bearing-lujuuden huomioiminen vaikuttaa varmasti konseptin A1 korvakkeen 1,2 massaun mutta saattaa vaikuttaa myös konseptin A2 kolmiomaisen tukirakenteen mitoitukseen ja massaun. Konseptin A2 tukirakenteen lukitustapin, keskituen ja vinotukien liitosta ei ole määritetty sellaisella tarkkuudella, jolla liitokseen liittyviä bearing-jännityksiä olisi järkevää tarkastella. Vaikka konseptin A1 korvakkeen 1,2 bearing-lujuus vaikuttaa konseptin A1 laskettuun rakenteelliseen massaun m_{rak} , bearing-lujuuden huomioimisella ei ole suurta vaikutusta konseptin A1 arvoituun kokonaismassaun m_{arv} , kuten taulukosta 5.28 on luettavissa. Konseptien A1 ja A2 arvioidut kokonaismassat ovat likimain samat, koska konseptissa A1 ja A2 käytetään samaa pyörivän liikkeen tuottavaa aktuaattoria, joka painaa muihin taittomekanismien rakenteisiin verrattuna erityisen paljon.

Taulukkoon 5.29 on merkitty konseptin B laskettu rakenteellinen massa m_{rak} osamassoineen ja taulukkoon 5.30 konseptin B arvoitu kokonaismassa m_{arv} osamassoineen. Kuten

taulukoiden 5.27 ja 5.29 sekä taulukoiden 5.28 ja 5.30 massoja vertailemalla nähdään, konseptilla B on konsepteista pienin laskettu rakenteellinen massa m_{rak} ja pienin arvioitu kokonaismassa m_{arv} . Etenkin arvioiduissa kokonaismassoissa on konseptien välillä suuri ero, mikä johtuu pitkälti suurista eroista aktuaattorien massoissa, mutta myös rakenteelliset massat ovat konseptissa B selvästi pienempiä kuin konsepteissa A1 ja A2. Kuten taulukosta 5.30 nähdään, konseptin B aktuaattori on yli neljä kertaa kevyempi kuin konsepteissa A1 ja A2. Aikaisempien määritysten mukaisesti konseptin B rakenteiden kriittisin kuormitus syntyy lentonopeudella V_D , lukuun ottamatta tappeja 2,1 ja 2,2, joihin kohdistuu kriittisin kuormitus lentonopeudella V_A .

Taulukon 5.27 massojen arvot on saatu summaamalla yhtälöiden (148) mukaisesti konseptien A1 ja A2 osamassat taulukoista 5.10, 5.13, 5.19, 5.25 ja 5.26 sekä taulukon 5.29 massojen arvot summaamalla yhtälön (149) mukaisesti konseptin B osamassat taulukoista 5.7 ja 5.20. Konseptin B lukitusrakenteiden eli tapin 1 ja korvakkeen 1 massat on esitetty taulukoissa 5.7 ja 5.20. Taulukoissa 5.19 ja 5.20 esitetyt korvakkeiden massat kuvaavat indeksinumeroitun korvakeparin yhtä korvaketta, mutta koska jokainen indeksinumeroitu korvake sisältää kaksi korvaketta (luku 5.4.1), ovat taulukoissa 5.27 ja 5.29 esitetyt korvakkeiden massat m_k kaksinkertaisia verrattuna taulukoissa 5.19 ja 5.20 esitettyihin korvakkeiden massoihin.

Taulukko 5.27 Taulukkoon on merkitty konseptien A1 ja A2 lasketut rakenteelliset massat osamassoineen yhdelle taivutmekanismille. Konseptin A1 massat riippuvat taulukon mukaisesti siitä, huomioidaanko korvakkeiden bearing-lujuus.

	m_t (kg)	m_k (kg)	m_{luk} (kg)	m_{at} (kg)	m_{rak} (kg)
A1 (no bearing)	0,002	0,448	0,226	0,522	1,198
A1 (bearing)	0,002	0,448	0,487	0,522	1,459
A2	0,002	0,405	0,206	0,522	1,136

Taulukko 5.28 Taulukkoon on merkitty konseptien A1 ja A2 aktuaattorien massat, arvioidut rakenteelliset massat sekä arvioidut kokonaismassat. Konseptin A1 massat riippuvat taulukon mukaisesti siitä, huomioidaanko korvakkeiden bearing-lujuus.

	m_a (kg)	$m_{rak,arv}$ (kg)	m_{arv} (kg)
A1 (no bearing)	10,0	3,594	27,19
A1 (bearing)	10,0	4,376	28,75
A2	10,0	3,407	26,81

Taulukko 5.29 Konseptin B lasketut rakenteelliset massat osamassoineen yhdelle taivutmekanismille.

m_t (kg)	m_k (kg)	m_{luk} (kg)	m_{rak} (kg)
0,007	0,391	0,441	0,838

Taulukko 5.30 Konseptin B aktuaattorien massat, arvioidut rakenteelliset massat sekä arvioidut kokonaismassat.

m_a (kg)	$m_{rak,arv}$ (kg)	m_{arv} (kg)
2,3	2,515	9,63

6 Taittomekanismikonseptien kokonaisarvio ja arvion luotettavuus

Konseptien numeerinen kokonaisarvio on esitetty taulukossa 6.1. Kuten luvun viisi tarkastelut osoittavat, konseptien A1 ja A2 kokonaismassojen arviot eivät juuri ero toisistaan, joten konseptien A1 ja A2 keveydet on arvioitu taulukossa 6.1 lähelle toisiaan. Lisäksi luvun 5 tarkastelujen mukaisesti konseptin A2 kolmiomainen tukirakenne ei pienennä taittomekanismin massaa verrattuna tavalliseen ratkaisuun eli konseptiin A1, vaikka pienillä keskituen pituuksilla konseptin A2 rakenteellinen massa on vähän pienempi kuin konseptissa A1, kun korvakkeiden bearing-lujuus huomioidaan. Konseptin B kokonaismassan arvio on selvästi pienempi kuin konseptien A1 ja A2 kokonaismassojen arviot, joten konsepti B on arvioitu taulukossa 6.1 keveyden suhteen selvästi paremmaksi kuin konseptit A1 ja A2. Konseptin B arvioitu kokonaismassa on varmasti riittävän pieni ultrakeveyeen lentokoneeseen toteutettavaksi, joten konseptin B keveys on arvioitu taulukossa 6.1 lähelle suurinta mahdollista arvoa eli lukua kolme. Myös konseptien A1 ja A2 arvioidut kokonaismassat ovat todennäköisesti riittävän pieniä ultrakeveyeen lentokoneeseen toteutettavaksi, mutta koska konseptien A1 ja A2 kokonaismassat ovat suhteellisesti paljon suurempia kuin konseptin B massa, on konseptit A1 ja A2 arvioitu keveyden suhteen selvästi huonommaksi kuin konsepti B. Monissa kevyissä koneissa, joissa on käytetty tai suunniteltu käytettävän automaattista siiventaattoa, taittomekanismin tiedetään lisänneen koneen massaa merkittävästi (luku 2.1.3), joten tuloksiin on suhtauduttava kriittisesti.

Kuten taulukosta 6.1 nähdään, konseptin B kokonaisarvio on selvästi parempi kuin konseptien A1 ja A2 kokonaisarviot, jotka ovat lähellä toisiaan. Konseptin B suuri ero konseptien A1 ja A2 kokonaisarvioihin selittyy suurimmaksi osaksi konseptin B keveydellä. Taulukon 6.1 kokonaisarvio on laskettu arvioinnin osa-alueiden keskiarvona siten, että keveyttä on painotettu arvioinnissa kahdella, jolloin keveydellä on suuri vaikutus kokonaisarvioon. Keveyden lisäksi konsepti B on arvioitu selvästi paremmaksi turvallisuuden sekä toteutettavuuden ja riskitekijöiden suhteen kuin konseptit A1 ja A2. Konseptin B taittomekanismi on yksinkertainen, ja konseptin B kaltaisia manuaalisia taittomekanismeja on käytetty aikaisemmin lentokoneissa – tosin ei yleisesti. Lineaarisen aktuaattorin lisääminen konseptin B kaltaiseen manuaaliseen taittomekanismiin on yksinkertaista eikä aiheuta rakenneteknisiä ongelmia. Konsepteissa A1 ja A2 puolestaan pyörivän liikkeen tuottavan aktuaattorin käytöstä syntyy turvallisuuteen ja erityisesti toteutettavuuteen liittyviä rakenteellisia mutta myös muita ongelmia. Konseptin B suurin ongelma on taittokohdan laippojen kytkennän toteutus, johon liittyy sisäsiiven laippaan tehdyllä aukolla merkittävä aerodynaaminen haitta. Pitkälti aukosta syntyvän aerodynaamisen haitan vuoksi konsepti B on arvioitu taulukon 6.1 mukaisesti käytönaikaisen taloudellisuuden ja toimivuuden suhteen huonommaksi kuin konseptit A1 ja A2.

Taulukko 6.1 Konseptien arviointitaulukko, jossa kokonaisarvio vastaa sellaista arvioitujen osa-alueiden keskiarvoa, jossa keveyttä on painotettu kertoimella kaksi.

	<i>Turvallisuus</i>	<i>Taloud. ja toim. käytön aikana</i>	<i>Toteutettavuus ja riskitekijät</i>	<i>Keveys</i>	<i>Kokonaisarvio</i>
<i>Konsepti A1</i>	1,9	2,1	1,9	1,4	1,74
<i>Konsepti A2</i>	2,1	2,0	1,7	1,6	1,80
<i>Konsepti B</i>	2,5	1,8	2,4	2,7	2,42

Konseptien kokonaisarvion luotettavuuteen vaikuttaa erityisesti tapa, jolla arviointi on suoritettu. Konseptien kokonaisarvio on arvioitu laskennallisesti osa-alueille annettujen numeeristen arvioiden perusteella, mutta kokonaisarvion laskentakaava ja osa-alueiden numeeriset arviot eivät perustu verifioituihin menetelmiin, joilla tulosten oikeellisuus voidaan varmistaa. Kokonaisarvioiden osa-alueet on arvioitu perustellusti mutta ei sellaisilla kvantitatiivisilla menetelmillä, joilla osa-alueiden arviointia voitaisiin pitää täysin objektiivisena. Konseptien keveydet on arvioitu analyyttisesti mitoittamalla konseptit, mutta mitoittamiseen kuuluu vain taittomekanismien keskeisimmät rakenteet. Lisäksi konseptien arvioituissa kokonaismassoissa ei ole otettu huomioon mahdollisia lukitusmekanismien aktuaattoreita eikä aktuaattorien toimintaan liittyvien säädön ja ohjauksen elektroniikan massoja. Lukitusmekanismien aktuaattorien sekä ohjauksen ja säädön vaatimien massojen voidaan tosin olettaa olevan kaikissa konsepteissa likimain samat, joten lukituksen aktuaattorien sekä säädön ja ohjauksen elektroniikan massojen huomioiminen ei vaikuta konseptien massojen ja keveyksien keskinäiseen vertailuun.

Konseptien arvioinnissa on tehty yksinkertaistuksia ja oletuksia, jotka rajoittavat tulosten tarkkuutta ja luotettavuutta. Aerodynaamisten kuormien laskennassa on oletettu jäykkä siipi, pienet siiven kohtaus- ja asetuskulmat, siiven nostovoimajakautuksen kanssa samanmuotoinen siivekepoikkeutuksen nostovoimajakautus sekä pieni siiven jänne suuntainen leikkausvoima siiven taittokohdassa. Lisäksi aerodynaamisten kuormien laskennassa on tehty konservatiivisia oletuksia: kallistuksen kulmakiikityvyyden synnyttämät hitausvoimat on oletettu nolaksi ja pystysuuntainen leikkausvoima on arvioitu konseptissa B olettamalla streevaton siipi. Konseptien arviointia on yksinkertaistettu käyttämällä vain neljää arvioinnin osa-aluetta. Arvioinnin osa-alueiden määrää voidaan lisätä ottamalla huomioon muita konseptien kokonaisarvioon vaikuttavia tekijöitä, kuten konseptien suunnittelu- ja valmistuskustannukset. Vaikka konseptien suunnittelu- ja valmistuskustannukset saattavat vaikuttaa merkittävästi konseptien kokonaisarvioon, suunnittelu- ja valmistuskustannuksia kannattaa arvioida tarkemmin vasta jatkosuunnittelussa, jossa konseptien toimintaa ja rakennetta on tarkennettu.

Konseptien rakenteita ja toimintoja on mahdollista optimoida, mikä parantaa tulosten tarkkuutta ja luotettavuutta. Konseptien rakennemateriaaleja ei ole pitkälle optimoitu, koska tärkeämpänä on pidetty konseptien vertailtavuutta, minkä vuoksi konseptien kesken samankaltaisissa rakenteissa on käytetty mahdollisimman samanlaisia materiaaleja. Rakenteiden fail-safe-ominaisuutena toimivat hyvät väsymisominaisuudet on toteutettu materiaaleilla, joilla on hyvä väsymiskestävyys. Materiaalivalintaa voidaan vielä optimoida määrittämällä rakenteiden särön kasvunopeus ja murtumissitkeys, jotka eivät kuitenkaan ole vain materiaaliparametreja, vaan riippuvat myös kuormitustavasta ja rakenteen paksuudesta [62]. Lisäksi taittomekanismien sovelluskohde saattaa vaikuttaa valittavan materiaalin ominaisuuksiin. Esimerkiksi vesilentokoneissa taittomekanismien rakenteiden korroosioväsyminen on otettava huomioon. Myös aktuaattorin valintaa voidaan optimoida. Etenkin konsepteissa A1 ja A2 aktuaattorit painavat paljon, joten optimoimalla aktuaattorin valintaa konseptien A1 ja A2 massat saattavat pienentyä. Aktuaattorin valinnan optimoimiseksi on tiedettävä, minkälaisia ohjaukseen ja säätöön liittyviä ominaisuuksia aktuaattorilta vaaditaan.

7 Yhteenveto

Työssä arvioitiin ja vertailtiin kolmea automaattisen siiventaiton taittomekanismikonseptia keveyden, turvallisuuden, käytönaikaisen taloudellisuuden ja toimivuuden sekä toteutettavuuden ja riskitekijöiden suhteen. Tavoitteena oli selvittää optimaalisin taittomekanismikonsepti suunniteltavalle pienelle yläsiipiselle lentokoneelle ja arvioida konseptien massat. Konseptien massat arvioitiin mitoittamalla taittomekanismien keskeisimmät rakenteet, minkä perusteella konseptien kokonaismassat arvioitiin. Konseptit nimettiin konsepteiksi A1, A2 ja B. Konsepteissa A1 ja A2 siipi taitettiin ylöspäin ja konseptissa B taaksepäin. Konseptit A1 ja A2 erosivat toisistaan ainoastaan lukitusmekanismin osalta: konseptissa A1 käytettiin tavallista lukitusmekanismia ja konseptissa A2 siiven alle kiinnitettävää tukirakennetta, jolla pyrittiin kasvattamaan kuormia kantavien rakenteiden momenttivartta. Konsepti B oli streevallinen ja konseptit A1 ja A2 streevattomia konsepteja.

Taittomekanismien mitoitus perustui aerodynaamisten kuormien laskentaan. Taittomekanismien kriittisimmän kuormituksen arvioitiin kirjallisuuden perusteella syntyvän, kun lentokone aloittaa kallistuksen lentäessään pystytasossa kaarevalla radalla. Verhokäyräanalyysin mukaan kriittisin kuormitus syntyi lennettäessä syöksynopeudella ($V_D = 200$ km/h) tai liikehtimisnopeudella ($V_A = 130$ km/h) suurimmalla sallitulla kuormitusmonikerralla ($n^+ = 4,0$). Syöksynopeus ja suurin sallittu kuormitusmonikerta määritettiin viranomaismääräyksen ASTM F2245 [59] vaatimusten mukaan. Taittomekanismien aerodynaamisten kuormien laskennassa otettiin huomioon ulkosiiven nostovoima symmetrisellä nostovoimajakaumalla, siivekepoikkeutuksen tuottama nostovoima sekä ulkosiiven vastus ja hitausvoimat. Aerodynaamisten kuormien laskennassa tehtiin kaksi merkittävää konservatiivista oletusta: kallistuksen kulmakiihtyvyyden synnyttämät hitausvoimat oletettiin nolaksi ja konseptissa B pystysuuntainen leikkausvoima arvioitiin olettamalla streevaton siipi.

Taittomekanismien mitoituksessa mitoitettiin korvakkeet, tapit, lukitusmekanismien kuormia kantavat rakenteet sekä lisäksi konsepteissa A1 ja A2 aktuaattoriin kiinnitettävät akselitangot. Taittomekanismien mitoituksen mukaan konseptin B keskeiset rakenteet olivat kevyempiä kuin konseptien A1 ja A2 keskeiset rakenteet. Mitoituksen mukaan yhden taittomekanismin keskeisimpien rakenteiden massoiksi saatiin konsepteissa A1, A2 ja B vastaavassa järjestyksessä 1,20 kg, 1,14 kg ja 0,84 kg, kun korvakkeiden bearing-jännityksiä ei huomioitu. Korvakkeiden bearing-jännitysten huomiointi lisäsi konseptin A1 massaa. Mitoituksen perusteella konseptin A2 kuormia kantavien rakenteiden momenttivarren lisääminen ei keventänyt taittomekanismin massaa merkittävästi verrattuna konseptiin A1. Taittomekanismien kokonaismassat arvioitiin kertomalla lasketut taittomekanismien massat sopivalla kertoimella ja ottamalla huomioon aktuaattorien massat. Konseptien A1, A2 ja B kokonaismassoiksi arvioitiin vastaavassa järjestyksessä 28,8 kg, 26,8 kg ja 9,6 kg. Konseptien A1 ja A2 kokonaismassojen arvioinnissa käytettiin aktuaattorin massana Exlarin valmistaman pyörivän liikkeen tuottavan sähköisen Tritex II R2G090 -aktuaattorin massaa, joka oli 10 kg. Konseptin B kokonaismassan arvioinnissa käytettiin aktuaattorin massana Duff-Nortonin valmistaman sähköisen TMD02-lineaariaktuaattorin massaa, joka oli 2,3 kg.

Konseptien arvioinnissa otettiin huomioon taittomekanismin keveys, turvallisuus, käytönaikainen taloudellisuus ja toimivuus sekä toteutettavuus ja riskitekijät, joita arvioitiin yhden desimaalin tarkkuudella asteikoilla 1-3 niin, että luku kolme kuvasi osa-alueen suhteen erinomaisinta ja luku yksi heikointa mahdollista konseptia. Osa-alueiden kokonaisarvio saatiin, kun osa-alueiden arvioille laskettiin keskiarvo, jossa arviota konseptin keveydestä painotettiin kertoimella kaksi. Konsepti B arvioitiin konseptien vertailussa selvästi paremmaksi kuin

konseptit A1 ja A2, sillä konseptien A1, A2 ja B kokonaisarviot olivat vastaavassa järjestyksessä 1,74, 1,80 ja 2,42. Konseptin B suuri ero konseptien A1 ja A2 kokonaisarvioihin selittyi suurimmaksi osaksi konseptin B keveydellä. Keveyden lisäksi konsepti B arvioitiin selvästi paremmaksi turvallisuuden sekä toteutettavuuden ja riskitekijöiden suhteen kuin konseptit A1 ja A2. Konseptin B taittomekanismi arvioitiin yksinkertaiseksi ja helposti lineaarisella aktuaattorilla toteutettavaksi. Konsepteissa A1 ja A2 pyörivän liikkeen tuottavan aktuaattorin käytöstä arvioitiin syntyvän turvallisuuteen ja erityisesti toteutettavuuteen liittyviä rakenteellisia mutta myös muita ongelmia. Konseptin B suurin ongelma oli taittokohdan laippojen kytkennän toteutus, johon liittyi ratkaisulla, jossa sisäsiiven laippaan tehdään aukko, merkittävä aerodynaaminen haitta. Pitkälti aukosta syntyvän aerodynaamisen haitan vuoksi konsepti B arvioitiin käytönaikaisen taloudellisuuden ja toimivuuden suhteen huomommaksi kuin konseptit A1 ja A2.

Streevalla ja muilla siiven tuentaratkaisuilla saavutetaan yläsiipisessä koneessa alisoonisilla nopeuksilla kevyempi siipi ja kone kuin ilman tuentaa [84], joten konseptissa B käytettävä streeva pienentää siiven painoa verrattuna streevattomiin konsepteihin A1 ja A2. Streeva pienentää siiven painoa kuitenkin vain, jos siipi on suunniteltu streevalliseksi. Suunniteltavassa koneessa käytetään alustavien suunnitelmien mukaan RV-9-koneen siipeä, joka ei ole optimaalinen streevan käytölle. RV-9-koneen siipi on alasiipi, eikä RV-9-koneen siiven kanssa ole suunniteltu käytettävän streevaa. Jos suunniteltavassa koneessa käytetään valmista RV-9-koneen siipeä, streevan käyttö lisää suunniteltavan koneen massaa ja saattaa vaikuttaa konseptien massoihin ja arviointiin. Streevan käyttö vaikuttaa myös negatiivisesti koneen suunnittelu- ja valmistuskustannuksiin, sillä streevan käyttö lisää suunnittelua ja heikentää valmistettavuutta. Streevan käyttö heikentää koneen valmistettavuutta, koska streevan käyttö lisää valmistuksessa tarvittavia rakenteita ja valmistuksen työvaiheita. Lisäksi streeva lisää vähän lentokoneen kokonaisvastusta.

Työn tavoite saavutettiin, sillä konsepti B on optimaalisempi vaihtoehto pienelle yläsiipiselle lentokoneelle kuin konseptit A1 ja A2. Konseptin B kokonaisarvio oli selvästi parempi kuin konseptien A1 ja A2 kokonaisarvio, joten konseptia B voidaan pitää, ainakin streevan käyttöön optimoidulla siivellä, merkittävästi parempana kuin konsepteja A1 ja A2. Konseptissa B käytettävä streeva heikentää hiukan koneen valmistettavuutta ja aerodynaamisuutta, mutta streevan käytöstä aiheutuvat haitat ovat pieniä. Konseptit on mitoitettu käyttämällä spesifisiä alkuarvoja, jolloin konseptien massa-arviot eivät välttämättä päde, jos konseptit suunnitellaan koneelle, joka poikkeaa merkittävästi tässä työssä käytetystä koneesta. Konseptin B keveydellä ja konsepteja A1 ja A2 paremmalla kokonaisarviolla on kuitenkin tukeva teoreettinen tausta, jolloin tulokset voidaan rajoitetusti yleistää: pienissä ja kevyissä yläsiipisissä lentokoneissa automaattinen siiventaitto kannattaa lähtökohtaisesti toteuttaa streevallisella taaksepäin taittuvalla siivellä, ellei ylöspäin taittuvan siiven taittomekanismissa käytetä innovatiivisia ratkaisuja.

Konseptien massat arvioitiin tavoitteen mukaisesti, mutta vain keskeisimpien rakenteiden massat määritettiin tarkasti mitoittamalla rakenteet. Mitoituksessa ei huomioitu rakenteiden väsymistä, materiaalivalintoja lukuun ottamatta, eikä aeroelastiikkaa. Aeroelastiikka ei ole yleensä pienissä koneissa merkityksellinen, mutta rakenteiden väsyminen on mitoituksessa huomioitava, koska monissa lentokonerakenteissa väsymiskestävyys on usein kriittisempi kuin staattisten kuormien kestävyys [85]. Rakenteiden väsymiskestävyys voidaan ottaa huomioon määrittämällä rakenteiden suunnitellun käytön väsymiselinikä, joka riippuu tyypillis-

ten lentoprofiilien määräämästä kuormituspektristä sekä rakenteissa vaikuttavista jännityshuipuista. Rakenteissa vaikuttavat jännityshuiput voidaan määrittää analyttisesti, mutta tarkempiin tuloksiin päästään luomalla rakenteista FEM-menetelmiin (*finite element method*) perustuvat mallit. Viranomaismääräykset [58, 59] määrittelevät tarkemmin, kuinka rakenteiden riittävä väsymiskestävyys varmistetaan. Rakenteiden väsymiselinikä ja muut väsymisominaisuudet on luontevaa määrittää jatkosuunnittelussa, jossa lentokoneen spesifikaatiot, lentotehtävät ja huolto-ohjelma on määritetty. Jatkosuunnittelussa on lisäksi mitoitettava streeva ja tarkennettava taittomekanismin rakennetta ja toimintaa. Taittomekanismin kuormia kantavat rakenteet on mitoitettava tarkoilla aerodynaamisilla kuormilla ja riittävillä rakennemalleilla. Taittomekanismin toimintaa voidaan tarkentaa määrittämällä aktuaattorien ohjauksen ja säädön ominaisuudet sekä tarkentamalla lukitusmekanismin toimintaa.

Lähdeluettelo

- [1] Campbell, D. E. & Chant, S. J. Patent Log: Innovative Patents That Advanced the United States Navy. Washington, D.C. USA: Syneca Research Group, 2013. 653 s. ISBN 978-1-105-62562-6. Aineisto on osittain saatavissa myös sähköisenä osoitteessa: <https://books.google.fi/books?id=vYr8AAQBAJ&printsec=frontcover&hl=fi#v=onepage&q&f=false>
- [2] Michelhaugh, T. A. & Painter, W. Wing-Folding Mechanism of the Grumman Wildcat. ASME. [Verkkajulkaisu]. 2006. [Viitattu 23.5.2016]. Saatavissa: <https://www.asme.org/getmedia/2d64abc8-3fa3-4d29-92d4-40db4777e8b2/238-Grumman-Wildcat-Sto-Wing-Wing-folding-Mechanism.aspx>
- [3] US 20130292508 A1. Fold wing tip having stub spar. The Boeing Company, USA. (Fox, B.R.) US 13/251,216; 1.10.2011. Julk. 7.11.2013. 9 s.
- [4] US 9139285 B2. Wing with retractable wing end piece. Airbus Operations GmbH, Germany. (Schlipf, B. & Hue, X.) US 13/667,558; 2.11.2012. Julk. 22.9.2015.
- [5] Yarygina, M. V. & Popov, Y. I. Development of the weight formula for a folding wing. Russian Aeronautics. [Verkkolehti]. Vol. 55:2. 2012. S. 120-126. [Viitattu 18.5.2016]. DOI:10.3103/S106879981202002X. ISSN 10687998.
- [6] Nuclear Projects. [Kuva]. 2011. [Viitattu 19.5.2015]. Saatavissa: <http://www.nuclear-projects.com/ins/info.shtml>
- [7] US 8210473 B2. Folding wing root mechanism. Terrafugia, Inc, USA. (Schweighart, S.A. & Dietrich, C.C. & Heafitz, A.) US 12/177,862; 22.7.2008. Julk. 3.7.2012. 6 s.
- [8] Johnston, J. U.S. Navy. [Kuva]. 2006. [Viitattu 2.7.2015]. Saatavissa: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Super_Hornet_on_flight_deck.jpg
- [9] RosarioVanTulpe. [Kuva]. 2007. [Viitattu 2.7.2015]. Saatavissa: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Airforce_Museum_Berlin-Gatow_194.JPG
- [10] US 8157206 B2. Two-motion wing-fold mechanism with independent load path. Icon Aircraft, Inc, USA. (Gionta, M. & Crocoll, J. & Karkow, J. & Nicholas, P. & Bledsoe, S.) US 12/482,308; 11.6.2008. Julk. 17.4.2012. 14 s.
- [11] Aeromobilin kotisivu. [Online]. [Viitattu 1.6.2016]. Saatavissa: <http://www.aeromobil.com/>
- [12] Hirschman, D. Hello Icon's A5 has landed. AOPA PILOT. [Verkkajulkaisu]. 2015. [Viitattu 18.5.2016]. Saatavissa: <http://iconaircraft.com/wp-content/uploads/2015/08/1508AOPAPilotIcon1.pdf>
- [13] US 6086014 A. Roadable aircraft. (Bragg, A.J.) US 09/132,911; 12.8.1998. Julk. 11.7.2000. 32 s.
- [14] Love, R. D. An Experimentally-Based Procedure for Aeroservoelastic Model Identification and Control Synthesis for Morphing and Flapping Wings. Doctoral dissertation. University of Florida, Aerospace Engineering. Florida, USA. 2011. 181 s.

- [15] Snyder, M. P. & Sanders, B. & Eastep, F. E. & Frank, G. J. Vibration and Flutter Characteristics of a Folding Wing. *Journal of aircraft*. [Verkkojulkaisu]. Vol. 46:3. 2009. S. 791-799. [Viitattu 19.5.2016]. DOI:10.2514/1.34685.
- [16] Ivanco, T. G & Scott, R. C. & Love, M. H. & Zink, S. & Weisshaar, T. A. Validation of the Lockheed Martin Morphing Concept with Wind Tunnel Testing. *Dynamics and Materials Conference*. [Konferenssijulkaisu]. Vol. 7. 2007. S. 6464-6480. ISSN 02734508.
- [17] War Thunder. [Kuva]. 2015. [Viitattu 10.5.2016]. Saatavissa: <https://forum.warthunder.com/index.php?/topic/239494-naval-aircraft-folding-wings/>
- [18] Prigg, M. Boeing reveals its biggest plane yet: \$400m 777-9X has a wingspan so big the tips have to be folded up so it can fit into airports. *Mail Online*. 2015. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 2.7.2016]. Saatavissa: <http://www.dailymail.co.uk/sciencetech/article-3222759/Boeing-reveals-biggest-plane-400m-777-9X-massive-235-wingspan-making-wide-wings-fold-allow-use-normal-airports.html>
- [19] Terrafugia -yhtiön kotisivu. [Online]. [Viitattu 25.5.2016]. Saatavissa: <http://www.terrafugia.com/>
- [20] Harris, M. Transition to the skies. *Engineering and Technology*. [Verkkolehti]. Vol. 4:11. 2009. S. 60-63. [Viitattu 26.5.2016]. DOI: 10.1049/et.2009.1114. ISSN 17509637.
- [21] Coxworth, B. AeroMobil flying car prototype crashes. *Gizmag*. [Verkkojulkaisu]. 2015. [Viitattu 1.6.2016]. Saatavissa: <http://www.gizmag.com/aeromobil-flying-car-prototype-crashes/37473/>
- [22] Terrafugia's The Transition Light Sports Aircraft: This Plane Folds its Wings!. [Kuva]. *TrendUpdates*. [Viitattu 12.7.2016]. Saatavissa: <http://trendupdates.com/terrafugia%E2%80%99s-the-transition-light-sports-aircraft-this-plane-folds-its-wings/>
- [23] Aeromobil 3.0 Renderings. [Kuva]. *Autoblog*. 2013. [Viitattu 12.7.2016]. Saatavissa: <http://www.autoblog.com/photos/aeromobil-3-0-renderings/#slide-1277447>
- [24] Pae, P. Built for just plane fun. *Los Angeles Times*. [Verkkojulkaisu]. 2008. [Viitattu 18.5.2016]. Saatavissa: <http://articles.latimes.com/2008/jul/28/business/fi-funplanes28>
- [25] Icon Aircraft -yhtiön kotisivu. [Online]. [Viitattu 31.10.2016]. Saatavissa: <http://iconaircraft.com>
- [26] US 6082665 A. Roadable aircraft. (Spitzer, J. J.) US 09/123,744; 27.7.1998. Julk. 4.7.2000. 35 s.
- [27] US 8752582 B2. Alternative state flow valve. Aeromaster Innovations, Inc, USA. (Spitzer, J.J.) US 12/785,176; 21.5.2010. Julk. 17.6.2014. 59 s.
- [28] Aeromaster Innovations -yhtiön kotisivu. [Online]. [Viitattu 1.6.2016]. Saatavissa: http://www.dual-use.com/synergy_vehicle.php
- [29] Icon A5 Systems Layout. [Kuva]. *The Awesomer*. [Viitattu 12.7.2016]. Saatavissa: <http://theawesomer.com/icon-a5-systems-layout/253119/#>
- [30] Moir, I. & Seabridge, A. *Aircraft Systems*. 3rd edition. Chichester, United Kingdom: John Wiley & Sons, Ltd. 2008. 499 s. ISBN 978-0-470-05996-8.

- [31] Linear Motors. Application Guide. Aerotech. [Verkkojulkaisu]. 2010. [Viitattu 19.6.2016]. Saatavissa: <https://www.aerotech.com/media/136335/linear-motors-application-en.pdf>
- [32] Zhnag, P. Advanced Industrial Control Technology. 1st ed. Oxford, United Kingdom: Elsevier Inc. 2010. 864 s. ISBN 9781437778076.
- [33] US 5310138 A. Wing fold actuator system for aircraft. Moog Inc, USA. (Fitzgibbon, T.F.) US 07/816,315; 30.12.1991. Julk. 10.6.1994. 16 s.
- [34] Makkonen, H. Kolmen vapausasteen akseliston ohjaaminen mikroprosessorilla. Diplomityö. Lappeenrannan teknillinen yliopisto, teknillinen tiedekunta, sähkötekniikan osasto. Lappeenranta. 2008. 66 s.
- [35] Sallinen, J. Liikealustan suunnittelu liikkuvan työkoneneen simulaattoriin. Diplomityö. Lappeenrannan teknillinen yliopisto, teknillinen tiedekunta, konetekniikan koulutusohjelma. Lappeenranta. 2008. 74 s.
- [36] Roller screws. SKF. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 28.6.2016]. Saatavissa: <http://www.skf.com/group/products/linear-motion/ball-and-roller-screws/roller-screws/index.html>
- [37] Visala, A. & Halme, A. Automaatio- ja säätötekniikan peruskurssi, opetusmoniste. Aalto-yliopisto, automaatio- ja systeemitekniikan laitos. Espoo. 2012. 157 s.
- [38] Servo Control Facts. Baldor. Fort Smith, USA. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 17.6.2016]. Saatavissa: <http://www.baldor.com/Shared/manuals/1205-394.pdf>
- [39] What is the difference between a DC motor and servo motor?. The Handy Board. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 20.6.2016]. Saatavissa: <http://handyboard.com/hb/faq/hardware-faqs/dc-vs-servo/>
- [40] Reed, F. How Do Servo Motors Work. Jameco. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 28.6.2016]. Saatavissa: <http://www.jameco.com/jameco/workshop/howitworks/how-servo-motors-work.html>
- [41] Sainio, V. M. Hybridiaskelmoottorin mallinnus ja ohjaus nosturisovelluksissa. Diplomityö. Aalto-yliopisto, Elektroniikan, tietoliikenteen ja automaation tiedekunta. Espoo. 2010. 80 s.
- [42] Frost, P. Difference between Brushless Motor and Stepper Motor. Electrical Engineering. [Verkkojulkaisu]. 2013. [Viitattu 21.6.2016]. Saatavissa: <http://electronics.stackexchange.com/questions/79498/difference-between-brushless-motor-and-stepper-motor>
- [43] Klar, S. Stepper or servo? Selecting the best motor for your linear actuator. Tolomatic. 2015. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 27.6.2016]. Saatavissa: <http://blog.tolomatic.com/bid/77398/Stepper-or-servo-Selecting-the-best-motor-for-your-linear-actuator>
- [44] Dirjish, M. What's The Difference Between Brush DC And Brushless DC Motors?. Electronic design. [Verkkojulkaisu]. 2012. [Viitattu 21.6.2016]. Saatavissa: <http://electronicdesign.com/electromechanical/what-s-difference-between-brush-dc-and-brushless-dc-motors>

- [45] A1-F18AC-NFM-000. Natops Flight Manual Navy Model F/A-18A/B/C/D 161353 and Up Aircraft. USA: U.S. Navy. 2008. 902 s. Saatavissa: <https://info.publicintelligence.net/F18-ABCD-000.pdf>
- [46] Torabzadeh-Tari, M. Analysis of Electro-Mechanical Actuator Systems in More Electric Aircraft Applications. Licentiate thesis. Royal Institute of Technology, Department of Electrical Engineering. Stockholm, Sweden. 2005. 97 s. ISBN 91-7178-099-8. Saatavissa: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:8177/FULLTEXT01.pdf>
- [47] Kulshreshtha, A. & Charrier, J. J. Electric Actuation for Flight & Engine Control: Evolution & Challenges. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reno, USA. 8.-11.1.2007. [Konferenssijulkaisu]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2007. Vol. 23. S. 16421-16440. DOI: 10.2514/6.2007-1391. ISBN 1563478900.
- [48] US 20100051742 A1. Folding wing & Locking Mechanism. Terrafugia, Inc, USA. (Schweighart, S.A. & Dietrich, C.C. & Heafitz, A. & Zelnick, B.) US 12/177,849; 22.7.2008. Julk. 4.3.2010. 6 s.
- [49] US 2712421 A. Folding wing aircraft. North American Aviation Inc, USA. (Naumann, D.J.) No. 375,650; 21.8.1953. Julk. 21.8.1955. 5 s.
- [50] Torenbeek, E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft, Netherlands. Delft University Press & Kluwer Academic Publishers. 1982. 586 s. ISBN 90-247-2724-3.
- [51] RV-9/9A General Information. [Online]. Van's Aircraftin kotisivu. [Viitattu 1.8.2016]. Saatavissa: <https://www.vansaircraft.com/public/rv9.htm>
- [52] SW. X-Plane/Developing/PlaneMaker/Airfoils. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 18.7.2016]. Saatavissa: <http://strategywiki.org/wiki/X-Plane/Developing/PlaneMaker/Airfoils>
- [53] Eastman, J. N. & William, C. C. Characteristics of the N.A.C.A. 23012 Airfoil from Tests in the Full-Scale and Variable-Density Tunnels. US. NACA. 1936. 10 s. NACA Technical Report 530. Saatavissa: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930091603>
- [54] Ridden, P. E-Fan 2.0 makes podium appearance at Le Bourget. New Atlas. [Verkkojulkaisu]. 2015. [Viitattu 14.8.2016]. Saatavissa: <http://newatlas.com/airbus-e-fan-2-paris-air-show-2015/38068/>
- [55] Silva, S. Airbus E-Fan Makes Successful English Channel Flight. Flying. [Verkkojulkaisu]. 2015. [Viitattu 17.7.2016]. Saatavissa: <http://www.flyingmag.com/aircraft/airbus-e-fan-makes-successful-english-channel-flight>
- [56] Ilmailumääräys AIR M5-10. Ultrakevyiden lentokoneiden lentokelpoisuus, valmistus, rekisteröinti ja huolto. Muutos 3. Vantaa, Suomi: Trafi. 2004. 6 s.
- [57] Ilmailumääräys AIR M5-1. Harrasterakenteisten ilma-alusten lentokelpoisuusvaatimukset. Muutos 2. Vantaa, Suomi: Trafi. 1996. 4 s.
- [58] Suokas, A. ja Hiedanpää, M. Suomalaisten ultrakevyiden lentokoneiden tarkastuskäsikirja. Muutos 1. Vantaa, Suomi: Lentoturvallisuushallinto. 2003. 18 s.
- [59] ASTM F2245. Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane. West Conshohocken, USA: ASTM International. 2007. 29 s. DOI: 10.1520/F2245-16A.

- [60] Berk, J. & DeMarzo, P. Corporate Finance. 3rd ed. Boston, USA: Pearson, 2014. 1045 s. ISBN 978-0-13-299247-3.
- [61] Raymer, D. P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 2nd ed. Sylmar, California, USA: AIAA, 1992. 735 s. ISBN 0-930403-51-7.
- [62] Saarela, O. Lentokonerakenteet: Kul-34.3300 Opetusmoniste. Aalto-yliopisto, sovelletun mekaniikan laitos. Espoo. 2009. 181 s.
- [63] Crause, J. (A.K.A. autoreplay). Folding Wings, Aircraft Trailers, and Portable Hangars for Inexpensive Storage. [Online]. HomebuiltAirplanes.com. [Viitattu 27.5.2016]. Saatavissa: <http://www.homebuiltairplanes.com/forums/aircraft-design-aerodynamics-new-technology/15935-folding-wings-aircraft-trailers-portable-hangars-inexpensive-storage.html#post179716>
- [64] US 2572421 A. Aircraft folding wing construction. (Abel, E. Jr.) No. 775,343; 20.9.1947. Julk. 23.10.1951. 8 s.
- [65] Gianmarco, D. A320 Foldable Wingtip and Actuator Animation on CATIA. [Kuva]. YouTube. 2012. [Viitattu 7.9.2016]. Saatavissa: https://www.youtube.com/watch?v=nGJMo_I0vR4
- [66] Linear Actuators: Design Guide. Duff-Norton. [Verkkojulkaisu]. 2010. [Viitattu 6.11.2016]. Saatavissa: <http://www.duffnorton.com/Public/36092/DN-EMCAT-0713.pdf>
- [67] Integrated Electric Actuation Solutions. Exlar. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 2.10.2016]. Saatavissa: <http://exlar.com/content/uploads/2016/05/Full-Catalog-2015.pdf>
- [68] Roskam, J. Airplane Aerodynamics and Performance. Lawrence, Kansas, USA: DARcorporation, 1997. 630 s. ISBN 1-884885-44-6.
- [69] Laine, S. & Hoffren, J. Lentokoneen aerodynamiikka: Siipiteoria. Opetusmoniste. Teknillinen korkeakoulu, konetekniikan laitos. Espoo. 2009. 107 s.
- [70] Diederich, F. W. & Zlotnick, M. Calculated spanwise lift distributions, influence functions, and influence coefficients for unswept wings in subsonic flow. U.S. NACA. 1955. 68 s. NACA Technical Report 1228. Saatavissa: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930092237>
- [71] Spanwise Lift Distributions. RAeS Light Aircraft Design Conference. 16.11.2015. Royal Aeronautical Society, London, UK. [Verkko- ja konferenssijulkaisu]. Swift Aircraft. [Viitattu 1.8.2016]. Saatavissa: <http://aerosociety.com/As-sets/Docs/Events/790/2.%20David%20Stanbridge.pdf>
- [72] Hoffren, J. & Rahikainen, M. Lentokoneen suoritusarvot. Opetusmoniste. Teknillinen korkeakoulu, konetekniikan laitos. Espoo. 1992.
- [73] Gesele, S. Van's Aircraft RV-9 Pilot's Operating Handbook. VAF. Saatavissa: <http://www.eaa92.org/Portals/0/Presentations/RV-9%20N178TL%20POH%209FEB11.pdf>

- [74] Ferraro, G. & Kipouros, T. & Savill, M. A. & Rampurawala, A. Multi-Objective Genetic Design Optimisation for Early Design. 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor, Maryland, USA. [Konferenssijulkaisu]. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2014. DOI: 10.2514/6.2014-0552.
- [75] Obert, E. Aerodynamic Design of Transport Aircraft. Delft, Netherlands: IOS Press. 2009. 621 s. ISBN 978-1-58603-970-7
- [76] whd721. Empty weight of RV-9A. [Online]. VAF forums. [Viitattu 1.10.2016]. 18.9.2012. Saatavissa: <http://www.vansairforce.com/community/showthread.php?t=91055&page=3>
- [77] Docol 1400 MZE – the safest Ultra High Strength, electro galvanized steel for the automotive industry. SSAB. [Verkkojulkaisu]. 2012. [Viitattu 12.9.2016]. Saatavissa: <http://www.ssab.com/globaldata/news-center/2012/10/18/docol-1400-mze--the-safest-ultra-high-strength-electro-galvanized-steel-for-the-automotive-industry>
- [78] SSAB Tunnplat Docol® 1400 DP High-strength Steel. MatWeb. [Verkkojulkaisu]. [Viitattu 12.9.2016]. Saatavissa: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?MatGUID=baf508af0c994b2ebb311bfda45d773a>
- [79] MIL-HDBK-5H. Military Handbook. Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures. USA: Department of Defense and FAA. 1998. 1653 s.
- [80] Deutschman, A. D. & Michels, W. J. & Wilson, C. E. Machine Design: Theory and Practice. 1st edition. London, United Kingdom: Macmillan Publishers Ltd. 1975. 932 s. ISBN 978-0023290008.
- [81] RV Design. [Online]. Van's Aircraftin kotisivu. [Viitattu 29.8.2016]. Saatavissa: <https://www.vansaircraft.com/public/rv-design.htm>
- [82] Santaoja, S. Rasitusopin käsikirja lujuusopin lukioille. 1. painos. Helsinki: Picaset Oy. 2011. 446 s. ISBN 978-952-67189-3-4.
- [83] Gere, J. M. Mechanics of Materials. 6th ed. Belmont, Kalifornia, USA: Thomson Learning, 2004. 933 s. ISBN 0-534-41793-0.
- [84] Chkraborty, I. & Nam, T. et al. Comparative assessment of strut-braced and truss-braced wing configurations using multidisciplinary design optimization. Journal of Aircraft. [Verkkojulkaisu]. Vol. 52. 2015. S. 2009-2020. [Viitattu 13.8.2016]. DOI: 10.2514/1.C033120. ISSN 00218669.
- [85] Harish, E.R.M & Mahesha, K. & Sartaj, P. Stress Analysis for Wing Attachment Bracket of a six seater Transport Airframe Structure. International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology. [Verkkojulkaisu]. Vol. 2:7. 2013. S. 3170-3177. [Viitattu 13.8.2016]. ISSN 2319-8753. Saatavissa: <http://www.rioi.com/open-access/stress-analysis-for-wing-attachment-bracketof-a-six-seater-transport-airframe-structure-.php?aid=46297>

Liite 1 ISA-taulukko

H	T	t	p	p/p ₀	ρ	ρ/ρ ₀	√(ρ/ρ ₀)	c	η	ν
km	°K	°C	N/m ²		kg/m ³			m/s	10 ⁻⁴ Ns/m ²	10 ⁻⁶ m ² /s
13	165,10	165,10	0,1630	0,26548	0,2167	0,4655				53,55
13,5	152,50	152,50	0,1506	0,24535	0,2003	0,4475				57,94
14	141,02	141,02	0,1392	0,22675	0,1851	0,4302				62,69
14,5	130,33	130,33	0,1286	0,20956	0,1711	0,4136				67,84
15	120,45	120,45	0,1189	0,19367	0,1581	0,3976				73,40
15,5	111,31	111,31	0,1099	0,17869	0,1461	0,3822				79,42
16	102,87	102,87	0,1015	0,16542	0,1350	0,3675				85,94
16,5	9507,5	9507,5	0,09383	0,15288	0,1248	0,3533				92,99
17	8786,7	8786,7	0,08672	0,14129	0,1153	0,3396				100,6
17,5	8120,5	8120,5	0,08014	0,13058	0,1066	0,3265				108,9
18	7504,8	7504,8	0,07407	0,12068	0,09851	0,3139				117,8
18,5	6935,8	6935,8	0,06845	0,11153	0,09104	0,3017				127,5
19	6410,0	6410,0	0,06326	0,10307	0,08414	0,2901				137,9
19,5	5924,0	5924,0	0,05846	0,09526	0,07776	0,2789				149,2
20	5474,9	5474,9	0,05403	0,08804	0,07187	0,2681				161,5
20,5	5060,3	5060,3	0,04904	0,08118	0,06627	0,2574				175,5
21	4677,9	4677,9	0,04417	0,07487	0,06112	0,2472				190,6
21,5	4325,2	4325,2	0,03948	0,06907	0,05638	0,2375				207,0
22	3999,8	3999,8	0,03498	0,06373	0,05202	0,2281				224,8
22,5	3699,5	3699,5	0,03063	0,05881	0,04801	0,2191				244,1
23	3422,4	3422,4	0,02642	0,05428	0,04431	0,2105				264,9
23,5	3166,6	3166,6	0,02235	0,05011	0,04091	0,2022				287,5
24	2930,5	2930,5	0,01842	0,04627	0,03777	0,1943				312,0
24,5	2712,4	2712,4	0,01478	0,04273	0,03488	0,1868				338,5
25	2511,0	2511,0	0,01125	0,03947	0,03222	0,1795				367,1
25,5	2325,0	2325,0	0,00825	0,03646	0,02976	0,1725				398,2
26	2153,1	2153,1	0,00581	0,03369	0,02750	0,1658				431,7
26,5	1994,3	1994,3	0,00413	0,03113	0,02542	0,1594				468,0
27	1847,5	1847,5	0,00283	0,02878	0,02349	0,1533				507,3
27,5	1711,8	1711,8	0,00189	0,02660	0,02172	0,1474				549,8
28	1586,3	1586,3	0,00136	0,02460	0,02003	0,1417				595,7
28,5	1470,3	1470,3	0,00105	0,02275	0,01857	0,1363				645,3
29	1363,0	1363,0	0,00084	0,02104	0,01718	0,1311				698,9
29,5	1263,7	1263,7	0,00067	0,01947	0,01589	0,1261				756,9
30	1171,9	1171,9	0,00056	0,01801	0,01470	0,1213				819,5
30,5	1086,9	1086,9	0,00043	0,01667	0,01361	0,1166				887,1
31	1008,2	1008,2	0,00032	0,01543	0,01260	0,1122				960,2
31,5	935,42	935,42	0,000232	0,01428	0,01166	0,1080				1039
32	868,01	868,01	0,000167	0,01323	0,01080	0,1039				1124

R = 287,053

H = geopotentialiaallinen korkeus

T = lämpötila p = tiheys

t = lämpötila c = äänen nopeus

p = paine n = dynaaminen viskositeetti

ν = kinemaattinen viskositeetti

H	T	t	p	p/p ₀	ρ	ρ/ρ ₀	√(ρ/ρ ₀)	c	η	ν
km	°K	°C	N/m ²		kg/m ³			m/s	10 ⁻⁴ Ns/m ²	10 ⁻⁶ m ² /s
— 0,4	280,75	17,60	106223	1,0483	1,2727	1,0390	1,0193	341,8	18,02	14,16
— 0,3	280,10	16,95	104981	1,0361	1,2607	1,0291	1,0145	341,4	17,99	14,27
— 0,2	280,45	16,30	103751	1,0239	1,2487	1,0193	1,0096	341,1	17,96	14,38
— 0,1	288,80	15,65	102532	1,0119	1,2368	1,0096	1,0048	340,7	17,93	14,49
0	288,15	15,00	101325	1	1,2250	1	1	340,3	17,89	14,61
0,1	287,50	14,35	100129	0,9882	1,2133	0,9904	0,9952	339,9	17,86	14,72
0,2	286,85	13,70	98945	0,9765	1,2017	0,9809	0,9904	339,5	17,83	14,84
0,3	286,20	13,05	97773	0,9649	1,1901	0,9715	0,9856	339,1	17,80	14,96
0,4	285,55	12,40	96611	0,9535	1,1786	0,9522	0,9809	338,8	17,77	15,08
0,5	284,90	11,75	95461	0,9421	1,1673	0,9529	0,9762	338,4	17,74	15,20
0,6	284,25	11,10	94322	0,9309	1,1560	0,9437	0,9714	338,0	17,71	15,32
0,7	283,60	10,45	93194	0,9197	1,1448	0,9345	0,9667	337,6	17,67	15,44
0,8	282,95	9,80	92076	0,9087	1,1336	0,9254	0,9620	337,2	17,64	15,56
0,9	282,30	9,15	90970	0,8978	1,1226	0,9164	0,9573	336,8	17,61	15,69
1	281,65	8,50	89875	0,8870	1,1116	0,9075	0,9526	336,4	17,58	15,81
1,2	280,35	7,20	87716	0,8657	1,0900	0,8898	0,9433	335,7	17,52	16,07
1,4	279,05	5,90	85569	0,8448	1,0686	0,8723	0,9340	334,9	17,45	16,33
1,6	277,75	4,60	83524	0,8243	1,0476	0,8552	0,9247	334,1	17,39	16,60
1,8	276,45	3,30	81489	0,8042	1,0269	0,8383	0,9156	333,3	17,32	16,87
2	275,15	2,00	79459	0,7846	1,0065	0,8216	0,9064	332,5	17,26	17,15
2,2	273,85	0,70	77541	0,7653	0,98641	0,8052	0,8973	331,7	17,20	17,43
2,4	272,55	-0,60	75626	0,7463	0,96663	0,7801	0,8883	331,0	17,13	17,72
2,6	271,25	-1,90	73749	0,7278	0,94716	0,7732	0,8793	330,2	17,07	18,02
2,8	269,95	-3,20	71910	0,7097	0,92799	0,7575	0,8704	329,4	17,00	18,32
3	268,65	-4,50	70109	0,6919	0,90912	0,7421	0,8615	328,6	16,94	18,63
3,2	267,35	-5,80	68344	0,6745	0,89035	0,7270	0,8527	327,8	16,87	18,95
3,4	266,05	-7,10	66615	0,6574	0,87226	0,7120	0,8438	326,9	16,81	19,27
3,6	264,75	-8,40	64922	0,6407	0,85427	0,6974	0,8351	326,1	16,74	19,60
3,8	263,45	-9,70	63264	0,6244	0,83656	0,6829	0,8264	325,3	16,68	19,94
4	262,15	-11,00	61640	0,6083	0,81913	0,6687	0,8177	324,5	16,61	20,28
4,5	258,90	-14,25	57728	0,5697	0,77677	0,6341	0,7963	322,5	16,45	21,17
5	255,65	-17,50	54020	0,5331	0,73612	0,6009	0,7752	320,5	16,28	22,12
5,5	252,40	-20,75	50507	0,4985	0,69711	0,5691	0,7544	318,4	16,12	23,12
6	249,15	-24,00	47181	0,4656	0,65970	0,5385	0,7338	316,3	15,95	24,17
6,5	245,90	-27,25	44035	0,4346	0,62384	0,5093	0,7136	314,3	15,78	25,28
7	242,65	-30,50	41061	0,4052	0,58950	0,4812	0,6937	312,2	15,61	26,48
7,5	239,40	-33,75	38251	0,3775	0,55662	0,4544	0,6741	310,1	15,44	27,74
8	236,15	-37,00	35600	0,3513	0,52517	0,4287	0,6548	308,0	15,27	29,07
8,5	232,90	-40,25	33099	0,3267	0,49509	0,4042	0,6357	305,9	15,10	30,49
9	229,65	-43,50	30742	0,3034	0,46635	0,3807	0,6170	303,7	14,92	32,00
9,5	226,40	-46,75	28524	0,2815	0,43890	0,3583	0,5986	301,6	14,75	33,60
10	223,15	-50,00	26436	0,2609	0,41271	0,3369	0,5804	299,4	14,57	35,31
10,5	219,90	-53,25	24474	0,2415	0,38772	0,3165	0,5626	297,2	14,39	37,13
11	216,65	-56,50	22632	0,2234	0,36392	0,2971	0,5450	295,0	14,22	39,06
11,5	213,40	-59,75	20916	0,2064	0,34033	0,2786	0,5280	292,8	14,04	41,10
12	210,15	-63,00	19330	0,1908	0,31883	0,2607	0,5115	290,6	13,87	43,27
12,5	206,90	-66,25	17865	0,1763	0,29826	0,2445	0,4954	288,4	13,70	45,54

Liite 2 Siiven nostovoimajakautuksen määrittäminen Diederichin menetelmällä

Siiven profiilin nostovoimakertoimen $c_l(\eta)$ voidaan esittää siiven kärkivälin suuntaisen dimensiottoman pituussuureen η avulla yhtälöllä (1) [50]:

$$c_l(\eta) = \frac{c_g}{c(\eta)} \left(L_a C_{L_w} + \frac{\varepsilon_t c_{l_a}}{E} L_b \right) \quad (1)$$

Yhtälössä (1) ε_t kuvaa siiven kiertoa. Suunniteltavan koneen siivessä ei ole kiertoa, jolloin $\varepsilon_t = 0$. Suunniteltavan koneen siivessä ei myöskään ole trapetsisuutta, jolloin siiven jänne c ei riipu pituuskoordinaatista η ja jänne vastaa geometrista jännettä, eli $c = c_g$. Yhtälö (1) supistuu näin ollen yksinkertaiseen, yhtälössä (2) esitettyyn muotoon, jossa C_{L_w} kuvaa siiven nostovoimakertoimen. Yhtälössä (2) esiintyvä L_a voidaan esittää Diederichin menetelmän mukaisesti yhtälön (3) mukaisessa muodossa, kun siivellä ei ole nuolikulmaa [50]. Yhdistämällä yhtälöt (2) ja (3) saadaan nostovoimakertoimen jakauma, joka on esitetty yhtälössä (4).

$$c_l(\eta) = L_a C_{L_w} \quad (2)$$

$$L_a = (C_2 + C_3) \frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \eta^2} \quad (3)$$

$$c_l(\eta) = (C_2 + C_3) \frac{4C_{L_w}}{\pi} \sqrt{1 - \eta^2} \quad (4)$$

Siiven nostovoima L_w voidaan esittää yhtälöllä (5), jossa q kuvaa kineettistä painetta ja dy siiven pituusakselin absoluuttisen pituussuureen infinitesimaalia [69]. Kun yhtälön (5) integrointi suoritetaan dimensiottoman pituussuureen η suhteen, otetaan huomioon siiven jännteen c olevan vakio, eli $c = c_g$, sekä sijoitetaan yhtälö (4) yhtälöön (5), saadaan siiven nostovoimalle yhtälön (6) mukainen lauseke.

$$L_w = q \int_{-b/2}^{b/2} c c_l(y) dy \quad (5)$$

$$L_w = cq \int_{-1}^1 (C_2 + C_3) \frac{4C_{L_w}}{\pi} \sqrt{1 - \eta^2} d\eta \quad (6)$$

Ottamalla vielä huomioon yhtälön (6) olevan parillinen funktio ja vakioiden C_2 ja C_3 sekä siiven nostovoimakertoimen C_{L_w} olevan riippumattomia siiven pituussuureesta η saadaan siiven nostovoimalle lopullinen muoto, joka on esitetty yhtälössä (7). Yhtälöstä (7) nähdään siiven nostovoiman muodostuvan vakio-osasta ja siiven pituussuureesta riippuvasta osasta. Kun vakio-osaa merkitään parametrilla x , saadaan siiven nostovoimaa kuvaava yhtälö, joka on esitetty yhtälössä (8).

$$L_w = (C_2 + C_3) \frac{8cqC_{L_w}}{\pi} \int_0^1 \sqrt{1 - \eta^2} d\eta \quad (7)$$

$$L_w = x \int_0^1 \sqrt{1 - \eta^2} d\eta \quad (8)$$

Diederichin menetelmällä saadaan yksinkertainen tulos, koska suunniteltavan koneen siipi on yksinkertainen. Diederichin menetelmä on kuitenkin yleispätevä, joten lisäanalyyseillä menetelmää voidaan käyttää, vaikka koneen siipi olisi monimutkaisempi.

Liite 3 Keskituen stabiiliuden määrittämisen massan yhtälön johto

Keskituessa vaikuttavalle voimalle P ja keskituen kriittiselle voimalla P_{kr} voidaan muodostaa yhtälön (1) mukainen riippuvuus. Toisaalta kriittinen voima P_{kr} voidaan esittää yhtälöllä (2) ja keskituessa vaikuttava voima P yhtälöllä (3). Yhtälössä (2) esiintyvä keskituen jäyhyysmomentti I_{ke} voidaan esittää yhtälöllä (4). Kun yhtälöt (2), (3) ja (4) sijoitetaan yhtälöön (1), saadaan yhtälössä (5) esitetty lauseke. [82]

$$P = \frac{1}{3} P_{kr} \quad (1)$$

$$P_{kr} = \mu \frac{\pi^2 E_m I_{ke}}{l_{ke}^2} \quad (2)$$

$$P = \frac{M_x}{\tan(\alpha)(l_{ke} + t)} \quad (3)$$

$$I_{ke} = \frac{b_{ke} h_{ke}^3}{12} \quad (4)$$

$$\frac{M_x}{\tan(\alpha)(l_{ke} + t)} = \mu \frac{\pi^2 E_m b_{ke} h_{ke}^3}{36 l_{ke}^2} \quad (5)$$

Kun yhtälö (5) kerrotaan puolittain kertoimella $36\rho_m l_{ke}^3$, yhtälölle (5) saadaan yhtälössä (6) esitetty muoto. Keskituen massa voidaan esittää keskituen tiheyden $\rho_m = \rho_{ke}$, leveyden b_{ke} , korkeuden h_{ke} ja pituuden l_{ke} avulla yhtälöllä (7). Kun yhtälö (7) sijoitetaan yhtälön (6) oikealle puolelle ja ratkaistaan syntynyt lauseke keskituen massan suhteen, saadaan keskituen massalle yhtälössä (8) esitetty muoto.

$$\frac{36\rho_m l_{ke}^3 M_x}{\tan(\alpha)(l_{ke} + t)} = \mu \pi^2 E_m h_{ke}^2 * \rho_m b_{ke} h_{ke} l_{ke} \quad (6)$$

$$m_{ke} = \rho_m b_{ke} h_{ke} l_{ke} \quad (7)$$

$$m_{ke} = \frac{36\rho_m l_{ke}^3 M_x}{\tan(\alpha)(l_{ke} + t) \mu \pi^2 E_m h_{ke}^2} \quad (8)$$

Kun yhtälö (7) ratkaistaan keskituen korkeuden suhteen ja syntynyt lauseke sijoitetaan yhtälöön (8), saadaan yhtälön (9) mukainen lauseke. Kun yhtälö (9) kerrotaan puolittain kertoimella m_{ke}^2 , voidaan yhtälö (9) esittää uudessa muodossa yhtälön (10) mukaisesti. Kun

yhtälöstä (10) otetaan puolittain kuutiojuuri ja yhtälön (10) oikea puoli esitetään supiste-
tuimmassa muodossa, saa keskituen massa m_{ke} yhtälössä (11) esitetyn lopullisen muotonsa,
jossa keskituen massa on riippuvainen kulmasta α ja pituudesta l_{ke} .

$$m_{ke} = \frac{36\rho_m l_{ke}^3 M_x}{\tan(\alpha)(l_{ke} + t)\mu\pi^2 E_m \left(\frac{m_{ke}}{\rho_m b_{ke} l_{ke}}\right)^2} \quad (9)$$

$$m_{ke}^3 = \frac{36\rho_m l_{ke}^3 M_x}{\tan(\alpha)(l_{ke} + t)\mu\pi^2 E_m \left(\frac{1}{\rho_m b_{ke} l_{ke}}\right)^2} \quad (10)$$

$$m_{ke}(\alpha, l_{ke}) = \sqrt[3]{\frac{36M_x \rho_m^3 b_{ke}^2 l_{ke}^5}{\mu\pi^2 E_m \tan(\alpha)(l_{ke} + t)}} \quad (11)$$